

**DESARROLLO DE UN PROTOTIPO PARA EL GEOPOSICIONAMIENTO
REFERENCIADO POR GPS DE UN AEROMODELO TIPO QUADCOPTERO**

EDWARD DAGOBERTO ROMERO SERNA

**UNIVERSIDAD PEDAGÓGICA Y TECNOLÓGICA DE COLOMBIA FACULTAD
SECCIONAL SOGAMOSO, BOYACÁ ESCUELA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA
SOGAMOSO
2015**

**DESARROLLO DE UN PROTOTIPO PARA EL GEOPOSICIONAMIENTO
REFERENCIADO POR GPS DE UN AEROMODELO TIPO QUADCOPTERO**

EDWARD DAGOBERTO ROMERO SERNA

Trabajo de monografía para optar al título de Ingeniero Electrónico

Director: Msc. Oscar Iván Higuera Martínez

**UNIVERSIDAD PEDAGÓGICA Y TECNOLÓGICA DE COLOMBIA FACULTAD
SECCIONAL SOGAMOSO, BOYACÁ ESCUELA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA
SOGAMOSO
2015**

Nota de Aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

Dedico este proyecto a mi madre Martha Gloria Serna y hermanas Jackeline Romero Serna y Martha Liliانا Ameزquita Serna quienes son aquellas personas que siempre me colaboran para cumplir mis metas propuestas.

Edward Romero Serna.

CONTENIDO

1. INTRODUCCIÓN

1.1 VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS

- 1.1.1 Definición
- 1.1.2 Sistemas UAV
- 1.1.3 Clasificación
- 1.1.4 Aplicaciones

1.2 DESCRIPCION DEL PROYECTO

1.3 JUSTIFICACION DEL PROYECTO

1.4 OBJETIVOS

- 1.4.1 Objetivo General
- 1.4.2 Objetivos Específicos.

2. MARCO TEÓRICO

2.1 Definición y funcionamiento de un cuadricoptero

2.2 GPS.

3. ESTADO DEL ARTE

- 3.1 Amateur vs Comercial
- 3.2 Open Source vs Propietario
- 3.3 Shriquette Project
- 3.4 NG UAVP
- 3.5 Aeroquad
- 3.6 Diy Drones – ArduPilot
- 3.7 Openpilot
- 3.8 Parrot AR Drone

4. DISEÑO Y CONSTRUCCION DEL SISTEMA

4.1 CUMPLIMIENDO DE OBJETIVOS

- 4.1.1 Elaboración placa electrónica de estabilización
 - 4.1.1.1 Control en el cuadricoptero
 - 4.1.1.2 Controlador ángulo pitch (θ)
 - 4.1.1.3 Control ángulo yaw (φ)
 - 4.1.1.4 CONTROLADOR PID EN ARDUINO

- 4.1.2 Elaboración placa electrónica mando o control
 - 4.1.2.1 Envío y Recepción de datos.
- 4.1.3 Elaboración placa electrónica vuelo autónomo
 - 4.1.3.1 Cálculo ángulo de Vuelo
 - 4.1.3.2 Descripción
 - 4.1.3.3 Manejo posición GPS, mediante variaciones en Yaw.
 - 4.1.3.4 Manejo Magnetómetro.
- 4.1.4 Visualización de datos.

5. MODELO MATEMÁTICO

5.1. DISEÑO CONTROLADOR PID

6. RESULTADOS

6.1 Ecuaciones conjunto Motor-Hélice

6.2 Modelo comportamiento de cada conjunto Motor-Hélice

7. CONCLUSIONES

8. COSTOS

9. BIBLIOGRAFIA

10. ANEXO 1

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1	Esquema general vehículo UAV
Figura 2.2	Eje de rotación para el ángulo pitch
Figura 2.3	Triangulación GPS
Figura 4.1	Bases Frame o chasis Cuadricoptero
Figura 4.2	Figura 4.2 Vista isométrica tapa
Figura 4.3	Vista isométrica bosquejo
Figura 4.4	Placa electrónica de estabilización
Figura 4.5	Diagrama PID
Figura 4.6	Diagrama de bloques Controlador General Cuadricoptero
Figura 4.7	Efectos variación de velocidades
Figura 4.8	Diagrama de bloques Controlador Pitch
Figura 4.9	Diagrama de bloques Controlador Yaw
Figura 4.10	Función Arduino “Ecuación de Controlador General”
Figura 4.11	Ecuaciones Velocidad Motores
Figura 4.12	Mando o control de vuelo manual
Figura 4.13	Ejes de rotación del Vehículo
Figura 4.14	Placa electrónica GPS
Figura 4.15	Datos Gps
Figura 4.16	Placa electrónica Principal (Gps – Barómetro - Magnetómetro)
Figura 4.17	Plano distancia entre puntos inicial y final
Figura 4.18	Alineación con los Ejes polares
Figura 4.19	Grafica función ecuación (53)
Figura 4.20	Magneto-resistencia
Figura 4.21	Líneas de campo terrestre.
Figura 4.22	Modelo 3D de la aeronave
Figura 4.23	Mapa Cancha de Futbol U.P.T.C Sogamoso
Figura 4.24	Mapa Trayecto UPTC Sogamoso– Tibasosa –Duitama
Figura 5.1	Ángulos de Euler
Figura 5.2	Función G_m con entrada un escalón vista en diagrama de bloques
Figura 5.3	Respuesta función G_m
Figura 5.4	Diagrama de bloques sin controlador del sistema ángulo Roll

- Figura 5.5 Respuesta ángulo Roll
- Figura 5.6 Respuesta controlador para ángulo Roll
- Figura 5.7 Diagrama de bloques con controlador del sistema ángulo Roll
- Figura 5.8 Respuesta controlador del ángulo Roll
- Figura 6.1 Respuesta de empuje por motor
- Figura 6.2 Respuesta de empuje motor 1
- Figura 6.3 Respuesta de empuje motor 2
- Figura 6.4 Respuesta de empuje motor 3
- Figura 6.5 Respuesta de empuje motor 4
- Figura 6.6 y 6.7 Respuesta de controlador para ángulo Roll
- Figura 6.8 Respuesta de controlador para ángulo Pitch
- Figura 6.9 Cuadricoptero MG-56

RESUMEN

Debido a la continua necesidad de enviar paquetes u objetos por medio de mensajería, se ha tenido la visión de crear un prototipo capaz de realizar esta tarea sin la necesidad de tener un piloto en frente. De lo anterior se crea la siguiente pregunta ¿es eficiente la implementación de Drones como prototipo para el envío de objetos? Para encontrar una respuesta a esta pregunta se procederá a implementar el sistema con un primer aeromodelo de este tipo. Teniendo en cuenta costos vs beneficios ofrecidos por el mismo, perturbaciones del medio. Así obteniendo la respuesta.

Hoy se conoce a los aviones no tripulados, también llamados “Drones”, por su uso en operaciones militares contra el terrorismo. Pero dicha tecnología también podría ser utilizada de múltiples formas en el ámbito civil. Hay una amplia variedad de formas, tamaños, configuraciones y características en el diseño de los VANT. Históricamente los VANT eran simplemente aviones pilotados remotamente (en inglés: **Drones**), pero cada vez más se está empleando el control autónomo de los VANT. En este sentido se han creado dos variantes: algunos son controlados desde una ubicación remota, y otros vuelan de forma autónoma sobre la base de planes de vuelo pre programado usando sistemas más complejos de automatización dinámica. Los VANT son también sistemas autónomos que pueden operar sin intervención humana alguna durante su funcionamiento en la misión a la que se haya encomendado, es decir, pueden despegar, volar y aterrizar automáticamente.

1. INTRODUCCION

1.1 VEHICULOS NO TRIPULADOS

1.1.1 Definición

Una aeronave no tripulada tipo UAV (Unmanned Aerial Vehicle) es aquel vehículo capaz de navegar en un medio definido sin depender de un piloto a bordo, dichas aeronaves pueden ser controladas remotamente desde una estación base o mediante navegación preestablecida. Las misiones de los Drones se realizan generalmente bajo el control humano en tiempo real, Se pueden aplicar en ambientes de alta toxicidad química y radiológicos en desastres tipo Chernóbil, en los que sea necesario tomar muestras con alto peligro de vidas humanas y realizar tareas de control de ambiente. Las aeronaves cumplen con las normas regulatorias establecidas en el Tratado de Cielos Abiertos de 1992 que permiten los vuelos de UAVs sobre todo el espacio aéreo de sus signatarios. Además, pueden cooperar en misiones de control del narcotráfico y contra el terrorismo. También podrían grabar vídeos de alta calidad para ser empleados como medios de prueba en un juicio internacional. También se aprovecha la ventaja de que su duración máxima volando solo esta limitada por su combustible y por su sistema de vuelo, sin tener las limitaciones correspondientes a tener tripulación.

1.1.2 Sistemas UAVs

La aviación civil se ha basado hasta ahora en la noción de que un piloto dirige la aeronave desde el interior de ella misma y, con mucha frecuencia, con pasajeros a bordo. Retirar el piloto de la aeronave plantea importantes problemas técnicos y operacionales, cuya magnitud se está estudiando activamente en la comunidad aeronáutica. Los sistemas de aeronaves no tripuladas (UAS) son un nuevo componente del sistema aeronáutico, que la OACI (Organización Internacional de Aeronáutica Civil). Los Estados y la industria aeroespacial se proponen comprender, definir y, en última instancia, integrar. Estos sistemas se basan en novedades tecnológicas aeroespaciales de última generación, que ofrecen avances que pueden abrir nuevas y mejores aplicaciones comerciales o civiles así como mejoras de la seguridad operacional y eficiencia de toda la aviación civil. La integración segura de los UAS en el espacio aéreo no segregado será una actividad a largo plazo en la que muchos participantes interesados contribuirán con su experiencia y conocimientos en tópicos diversos como el otorgamiento de licencias y la calificación médica de la tripulación UAS, tecnologías para sistemas de detectar y evitar, espectros de frecuencias (incluyendo su protección respecto de la interferencia no intencional o ilícita), normas de separación respecto de otras aeronaves y el desarrollo de un marco normativo robusto. Con el apoyo de procedimientos para los servicios de navegación aérea (PANS) y textos de orientación a efectos de afianzar la operación normal de los UAS en todo el mundo en una forma segura, armonizada y fluida comparable a las de las operaciones tripuladas. La OACI prevé que la información y los datos relativos a los UAS evolucionarán rápidamente a medida que los Estados y la industria aeroespacial avancen en su trabajo.

1.1.3 Clasificación

Los UAV dependiendo su misión principal suelen ser clasificados en 6 tipos:

- De blanco - sirven para simular aviones o ataques enemigos en los sistemas de defensa de tierra o aire
- Reconocimiento - enviando información militar. Entre estos destacan los MUAVs (Micro Unmanned Aerial Vehicle)
- Combate (UCAV) - Combatiendo y llevando a cabo misiones que suelen ser muy peligrosas
- Logística - Diseñados para llevar carga
- Investigación y desarrollo - En ellos se prueban e investigan los sistemas en desarrollo
- Uav comerciales y civiles - Son diseñados para propósitos civiles

También pueden ser categorizados dependiendo de su techo y alcance máximo

- Handheld: unos 2000 pies de altitud, unos 2 km de alcance
- Close: unos 5000 pies de altitud, hasta 10 km de alcance
- NATO: unos 10.000 pies de altitud, hasta 50 km de alcance
- Tactical: unos 18000 pies de altitud, hasta 160 km de alcance
- MALE (medium altitude, long endurance) hasta 30000 pies de altitud y un alcance de unos 200 km
- HALE (high altitude, long endurance) sobre 30.000 pies de techo y alcance indeterminado
- HYPERSONIC alta velocidad, supersónico (Mach 1-5) o hipersónico (Mach 5+) unos 50000 pies de altitud o altitud suborbital, alcance de 200km
- ORBITAL en orbitas bajas terrestres (Mach 25+)
- CIS Lunar viaja entre la Luna y la Tierra

1.1.4 Aplicaciones

Los usos y aplicaciones de los drones son muy diversos. Dentro de ellos en fuerzas militares (reconocimiento de terreno, envío de objetos en lugares explosivos), cartografía (medición de terrenos), aplicaciones civiles (detección de incendios, reconocimiento de desastres naturales), entre otras.

Son usados mayoritariamente en aplicaciones militares. Capaz de mantener un nivel de vuelo controlado y sostenido, y propulsado por un motor de explosión o de reacción. El propio vehículo es un arma que no se puede reutilizar, a pesar de que también es no tripulado y en algunos casos guiado remotamente.

Existe una amplia variedad de formas, tamaños, configuraciones y características en el diseño de los UAV. Actualmente, los UAV militares realizan tanto misiones de reconocimiento como de ataque. Si bien se ha informado de muchos ataques de Drones exitosos, también son propensos a provocar daños colaterales y/o identificar objetivos erróneos, como con otros tipos de arma. Los UAV también son utilizados en un pequeño pero creciente número de aplicaciones civiles, como en labores de lucha contra incendios o seguridad civil, como la vigilancia de los oleoductos. Los vehículos aéreos no tripulados suelen ser preferidos para misiones que son demasiado "aburridas, sucias o peligrosas" para los aviones tripulados.

Además, los aviones no tripulados tienen la posibilidad de volar a muy bajas velocidades de ser necesario, lo que permite obtener imágenes. También se destacan en usos de protección civil, de ecología y de monitoreo de obra pública. "Se están usando a los aviones para detectar plagas en bosque, algo que era difícil de detectar de pie en tierra. La detección de plagas ha sido muy importante. Otro uso muy interesante que le ha dado es la revisión y seguimiento de la obra pública. No es lo mismo que el público escuche 'están construyendo una carretera, a que les digan "éste es el avance de obra, aquí están las fotos".

El uso de drones en protección civil es una de las aplicaciones recientes para este tipo de aeronaves UAV. Estos aviones se están usando para revisar cada año los cauces de los arroyos, hacer un mapeo y encontrar nuevos puntos de riesgo además de construcciones ilegales, basura, entre otras, estos vehículos ya han llamado la atención de la industria por varias razones: por ejemplo, ya que Colombia no cuenta con los mismos recursos monetarios y técnicos con los que contaría el Pentágono, los UAVs diseñados en el país son más fáciles de mantener y pueden ser operados por un equipo más pequeño.

1.2 Descripción del proyecto

Con el desarrollo de este proyecto se propone construir una aeronave capaz de posicionarse en cualquier punto preestablecido, mediante el control de un módulo GPS. Para ello se plantea dentro de la amplia variedad de aeronaves UAV, una aeronave tipo cuadricoptero como vehículo.

Se proponen cuatro etapas de ejecución:

- Revisión de literatura y estado de arte
- Diseño
- Implementación del prototipo
- Evaluación y corrección de resultados.

La etapa revisión del estado de arte busca identificar modelos a seguir relacionados con las formas de vuelo, tipos de estructuras, precauciones que se deben tener para llevar a cabo una buena estabilidad en el aire, identificación y contextualización de los datos obtenidos mediante el GPS, tipos de comunicación inalámbrica existentes para este tipo de vehículos. Teniendo en cuenta todos estos aspectos queda por realizar el diseño.

En la etapa de diseño, con la información obtenida y organizada de la etapa anterior, se definen claramente los materiales y herramientas necesarias como software, tipos de comunicación, tipos de motores a seleccionar, número de sensores necesarios. Para llevar a cabo el diseño completo del sistema, basándose en un mercado asequible.

Para la implementación, una vez definidos y adquiridos los materiales necesarios se procede a:

- Obtener la recepción de datos latitud y longitud además de los datos entregados por los sensores seleccionados.
- Establecer una comunicación inalámbrica entre el mando o control y el vehículo.
- implementar y desarrollar un algoritmo de la forma más óptima en software libre para el control de vuelo de nuestro vehículo, que permita dirigir el cuadricoptero en las cuatro direcciones norte sur, oriente y occidente, además de la elevación del mismo.

Como última fase está la evaluación y corrección de resultados, en esta etapa se busca encontrar posibles errores del diseño implementado.

1.3 Justificación del proyecto

El proyecto se basa en la necesidad de enviar objetos de bajo peso y un valor elevado ya sea sentimental, político económico entre otros. En los cuales la robótica terrestre es ineficiente debido a su desplazamiento limitado y demorado, es así que se da la necesidad de la Investigación de una nueva tecnología que permita la estabilidad de un robot aéreo, y al mismo tiempo realizar una tarea específica.

Los últimos avances en la tecnología han impulsado el desarrollo y operación de este tipo de vehículos. Los nuevos sensores, microprocesadores y sistemas de propulsión son más pequeños, ligeros y más capaces que nunca, llevando a niveles de resistencia, eficiencia y autonomía que sobrepasan las capacidades humanas

Por otro lado se desea demostrar que los vehículos no tripulados pueden llegar a ser una poderosa herramienta para los cuerpos de rescate, ya que podría realizar una revisión antes de que los cuerpos de rescate entren a las zonas de alto riesgo. Secundariamente está destinado específicamente a reducir los riesgos laborales de áreas donde se encuentre en peligro la integridad física del operador, que también puede ser el caso de exposición a climas extremos donde sea difícil o incluso imposible la presencia de personal humano, en ambientes tóxicos o que puedan repercutir a la salud del individuo por su sola presencia cerca o directamente en la zona de trabajo del mismo, cuando el trabajador tenga un empleo de alto riesgo donde tenga que laborar a grandes alturas, esencialmente donde se encuentre en riesgo la vida del trabajador

1.4 OBJETIVOS

1.4.1 OBJETIVO GENERAL

Desarrollar un prototipo de Aeronave tipo cuadricoptero capaz de llegar a un punto destino de forma autónoma gracias a la adquisición de datos entregados por un GPS de posicionamiento.

1.4.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS

- Desarrollar un sistema que permita adquirir los datos entregados por el GPS (coordenadas longitud y latitud), para el procesamiento de los datos.
- Desarrollar un sistema de navegación realizado en una tarjeta electrónica que proporcione buena estabilidad en vuelo ante perturbaciones del medio como viento, señales de radio.
- Desarrollar un sistema de comunicación que permita tener el control del aeromodelo como su posición actual desde un equipo remoto teniendo en cuenta los parámetros: alcance máximo (200m) e interferencia del medio
- Diseñar y construir una interfaz HMI para el manejo remoto si se desea y visualización de datos del estado actual del aeromodelo.

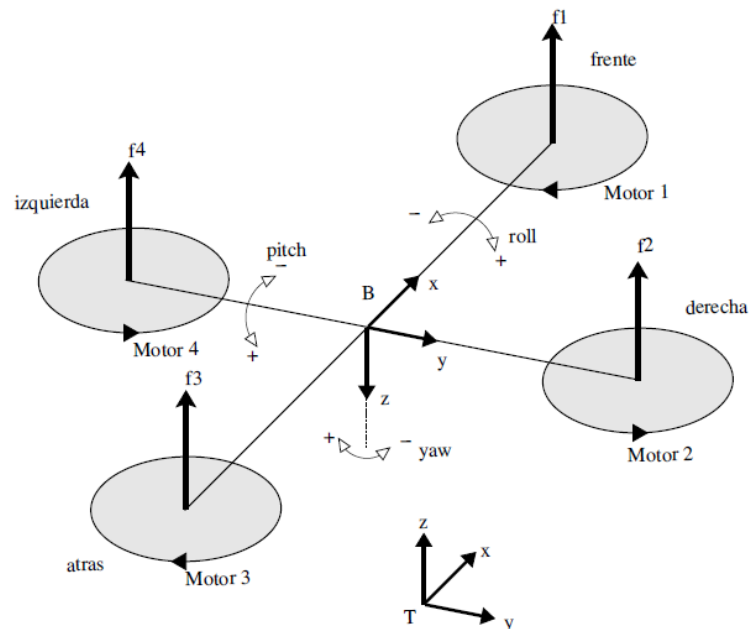
2. Marco teórico

2.1 Definición y funcionamiento de un cuadricoptero

Un cuadricoptero, cuadirotor o quadrotor es un helicóptero que consta de cuatro rotores mediante los cuales se propulsa. Estos rotores se sitúan por lo general en las extremidades de una cruz sus hélices giran en un mismo plano. El control de movimiento del aparato se consigue, ajustando la velocidad de rotación de cada hélice. La razón principal de que los cuadricopteros hayan aparecido hace relativamente poco, puede atribuirse a varios factores. El obstáculo principal es la necesidad de calcular la velocidad de las hélices en tiempo real con tal de mantenerlo estable. Esto hace que el algoritmo de control sea complejo: El sistema tiene que retroalimentarse con datos sobre su estado actual y actuar en consecuencia al momento. Sin embargo, a medida que la tecnología ha ido avanzando, la precisión y carga de computación necesarias han dejado de ser una barrera. Gracias a la tecnología más precisa de sensores y procesadores que existe hoy en día, es posible hacer volar estos aparatos. De ahí el auge que han experimentado estos sistemas en los últimos tiempos.

Estos vehículos UAV poseen tres grados de libertad angular o también conocidos como ángulos de navegación que son: roll, pitch y yaw como se muestra en la figura 2.1. El movimiento de guiñada o yaw se presenta cuando el cuadricoptero gira sobre su eje vertical, esto se logra aumentando o disminuyendo en la misma proporción la velocidad de giro de los motores 1 y 3 y disminuyendo o aumentando en igual magnitud la velocidad de giro en los motores 2 y 4.

Figura 2.1 Esquema general Vehículo UAV

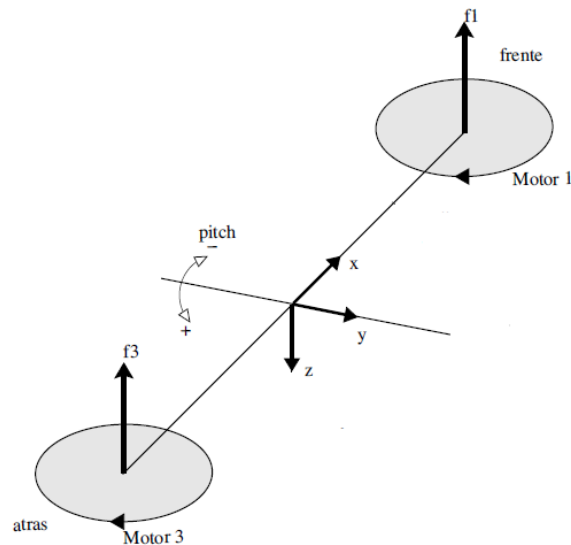


Fuente Antonio Pico Villalpando "Diseño e implementación de un sistema de control para un cuadricoptero"

La figura 2.1 muestra el sentido de giro de los motores, los ejes de rotación del cuadricoptero y la dirección de la fuerza generada por cada motor.

El movimiento de inclinación o pitch es el que permite que el cuadricoptero se desplace hacia adelante o hacia atrás, para ello el cuadricoptero requiere aumentar la velocidad del motor 1 que es opuesto al sentido deseado y disminuyendo en la misma magnitud la velocidad del motor 3, dejando el motor 2 y 4 a velocidad media como se muestra en la figura 2.2, el movimiento Roll es cuando el cuadricoptero rota a la izquierda o a la derecha, usa el mismo principio de inclinación o pitch pero de forma lateral

Figura 2.2 Ejes de rotación para el ángulo pitch



Fuente modificación Antonio Pico Villalpando "Diseño e implementación de un sistema de control para un cuadricoptero"

El movimiento vertical (ascender o descender) o mantenerse estacionario se logra generando con los cuatro motores una fuerza mayor (ascender) o menor (descender) que la generada por la fuerza de gravedad.

El sentido de giro de cada hélice es de vital importancia. Haremos girar dos de las hojas en sentido horario (CW) rotores 1 y 3 las otras dos de ellas en sentido contrario (CCW) rotores 2 y 4, si todas giraran en las agujas del reloj por ejemplo, el cuadricoptero comenzaría a girar en sentido inverso continuamente. Sin poder tener control sobre él.

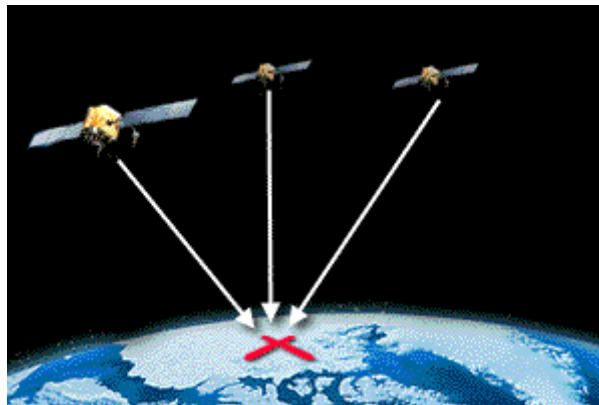
Para controlar la velocidad de los motores se utilizan Los ESCs que generalmente aceptan una señal PWM a 50 Hz (ciclos por segundo), cuyo ancho de pulso, varía de 1 ms a 2 ms, cuando el pulso es de 1 ms a 50 Hz el ESC responde apagando el motor conectado a su salida, una amplitud de pulso de 1.5 ms hará que el ciclo de trabajo sea del 50% lo que moverá el motor a media velocidad y para que el motor trabaje a su máxima velocidad el pulso tendrá que ser de 2 ms.

2.2 GPS.

El sistema de posicionamiento global es un sistema de navegación por satélite que permite calcular la velocidad y posición de cualquier punto de la superficie terrestre a partir de la recepción de señales emitidas desde una constelación de 32 satélites en 6 planos orbitales, el sistema GPS es controlado por el sistema de defensa de los Estados Unidos de América.

El GPS funciona mediante una red de satélites en órbita sobre el planeta tierra, a 20.200 KM de altura, con trayectorias sincronizadas para cubrir toda la superficie de la Tierra. Cuando se desea determinar la posición, el receptor que se utiliza para ello localiza automáticamente como mínimo cuatro satélites de la red, de los que recibe unas señales indicando la identificación y la hora del reloj de cada uno de ellos. Con base en estas señales, el aparato sincroniza el reloj del GPS y calcula el tiempo que tardan en llegar las señales al equipo, y de tal modo mide la distancia al satélite mediante el método de trilateración inversa, la cual se basa en determinar la distancia de cada satélite respecto al punto de medición. Conocidas las distancias, se determina fácilmente la propia posición relativa respecto a los satélites. Conociendo además las coordenadas o posición de cada uno de ellos por la señal que emiten, se obtiene la posición absoluta o coordenada real del punto de medición. También se consigue una exactitud extrema en el reloj del GPS, similar a la de los relojes atómicos que llevan a bordo cada uno de los satélites.

Figura 2.3 Triangulación Gps



Fuente www.teleobjetivo.org/blog/un-gps

3. Estado del arte

Existe una cantidad reseñable de proyectos que afrontan el reto de construir multicopteros o helicópteros de múltiples motores. Dependiendo del enfoque desde donde los miremos, se pueden dividir de varias maneras:

3.1 Amateur vs Comercial

Por un lado, existen desarrolladores de proyectos amateur que sin ánimo de lucro comparten experiencias entre amantes de este tipo de aparatos, por otro lado existen proyectos con un claro enfoque comercial, se suelen vender cuadricopteros enteros o partes del mismo. Además, en muchos de ellos se ve un claro desarrollo del producto con el objetivo de mejorarlo.

3.2 Open Source vs Propietario

Por otro lado, podríamos separar entre proyectos de código abierto y propietario. Existen varias Comunidades, que desarrollan software de código abierto, orientadas a determinadas plataformas. Otras en cambio no publican su código. Pero no solo eso. Al tratarse de aparatos físicos, también los esquemas de alguna(s) parte(s) del hardware pueden hacerse públicas o no. Un claro ejemplo de hardware open-source es Arduino. Se explica más adelante.

Atendiendo a estas dos maneras de clasificación, obtenemos 4 combinaciones posibles. Se ha Realizado un análisis de los proyectos más reseñables de diferentes combinaciones poniendo especial atención en proyectos de código abierto:

3.3 Shriquette Project

Iniciado a finales de 2008 en Alemania, Shriquette Project es un proyecto amateur que surge con el ánimo de profundizar en conocimientos de programación, electrónica y control. El código se publica bajo un tipo de licencia Creative Commons. El primer modelo es un tricóptero, pero le siguen otros modelos con un número mayor de rotores. Dispone de un giroscopio de tres ejes y un acelerómetro.

3.4 NG UAVP

NG UAVP es un proyecto de RC de código abierto que se inicia en 2003. Se apoya en una comunidad de desarrolladores, Este es un proyecto de código abierto impulsado por la comunidad para construir un moderno vehículo tipo Multicopter con autonomía de volar. La abreviatura UAVP significa "plataforma aérea video universal". Es un objeto volador, ideal para la realización de vídeos y fotos (fotografía aérea), pero también es muy divertido de volar ya sea en interiores o al aire libre.

3.5 Aeroquad

AeroQuad es un proyecto de código abierto de hardware y software que se dedica a la construcción de cuadricopteros controlados remotamente. Es un proyecto muy vivo, con una gran comunidad detrás.

3.6 Diy Drones – ArduPilot

Al estilo del anterior, se trata de un proyecto de código abierto. Abarca un gran número diferente de dispositivos, desde multirrotores y aviones hasta vehículos terrestres. Se basa en ArduPilot, un sistema de pilotaje remoto compatible con la plataforma Arduino. Implementa un hardware llamado APM_2 en el cual se puede correr diferentes programas de código abierto específicos para Arduino.

3.7 OpenPilot

Openpilot es otra iniciativa que se inicia en 2010, muy del estilo de Aeroquad y DiyDrones. Como su propio nombre indica, se trata de código abierto, y está pensado para diferentes tipos de vehículos aéreos.

Cabe destacar que son países como EEUU o Alemania donde he encontrado más proyectos que desarrollen cuadricopteros. Además, es claramente en EEUU donde la faceta comercial está más marcada. El modelo de negocio suele ser parecido: Se encuentran claramente orientados a la venta de hardware específico que ellos fabrican, para el cual desarrollan el software. Este código lo abren, permitiendo que los usuarios lo modifiquen y mejoren a su gusto. Existe sin embargo un proyecto de especial interés, llevado a cabo por una empresa Francesa, el cual paso a detallar más profundamente.

3.8 Parrot AR Drone

Proyecto reciente de la empresa Francesa Parrot [8]. En el año 2010 presentaron su cuadricoptero AR Drone [9] en él una conferencia de Las Vegas: Un multirrotor con cubierta de plástico y espuma de aproximadamente 30 centímetros de largo. Tiene dos micro-cámaras incorporados que permiten grabar video. Es este hecho el hace que a menudo presenten el producto como “The Flying Video Game”. Se controla mediante una aplicación para Smartphone que está disponible tanto para dispositivos iOS / como para Android. La comunicación es vía Wi-Fi. Internamente, contiene hardware propio que incluye dispositivos habituales como son el acelerómetro, giroscopio, altímetro de ultrasonidos que permite controlar la altitud,... El software corre sobre el sistema operativo **Linux**. Es un producto completamente comercial y han decidido mantener el código como propietario. Sin embargo, dispone de una API con la que se permite programar hasta cierto punto el comportamiento del drone. Tiene la habilidad de reconocer objetos 3D y es compatible con juegos que introducen realidad aumentada. En cuanto a las especificaciones más técnicas, dispone de un microcontrolador ARM9 468 MHz embebido con 128 Megabytes de RAM. Dispone de comunicación mediante Wi-Fi y USB. Un acelerómetro de 3 ejes, dos giroscopios y un altímetro ultrasónico. La estructura está fabricada en fibra de carbón. Posee 4 motores eléctricos de 15 wat de tipo brushless y una batería recargable de 1000 miliamperios de Litio que proporciona 11.1 voltios. Con un peso de entre 380/420 gramos es capaz de volar durante 12 minutos con una velocidad de 5 metros/segundo o lo que es lo mismo, 18 km/h. Su precio a fecha de 1 de Junio de 2012 es de 300€.

4. DISEÑO Y CONSTRUCCION DEL SISTEMA

Para el cumplimiento del objetivo principal “Desarrollar un prototipo de Aeronave tipo Cuadricoptero capaz de llegar a un punto destino de forma autónoma gracias a la adquisición de datos entregados por un GPS de posicionamiento”, hay que considerar que para construir un sistema cuadricoptero primero se debe tomar la decisión si se utilizara una distribución en “x” o una distribución “+”, a la hora de controlar los motores la configuración en “+” implica una mayor sencillez por lo que se ha optado por esta opción.

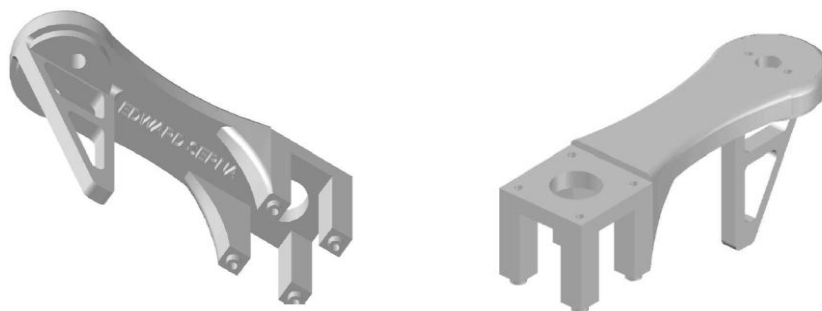
La etapa de diseño y construcción se divide en cuatro pasos.

1. Primero se diseña una placa electrónica capaz de estabilizar el cuadricoptero en una posición recibida desde el mando. (ángulos Roll, Pitch y Yaw). Consiguiendo así un vuelo controlado manualmente.
2. Construcción de un dispositivo electrónico (Mando). El cual envíe datos de forma inalámbrica al cuadricoptero para guiarlo de forma manual si se desea.
3. Se diseña e implementa una placa electrónica en la cual se encuentre el algoritmo o sistema de vuelo autónomo. El cual recibe datos desde el GPS, barómetro y magnetómetro. Capaz de dirigir el vehículo a las coordenadas destino.
4. Diseño y elaboración de un chasis liviano donde se instalen todos los componentes del proyecto

Se ha realizado un análisis respecto a los materiales necesarios para un buen funcionamiento, dichos materiales se encuentran descritos en el anexo nº 1, además se ha seleccionado el tipo de estructura o frame necesario para situar todos los componentes.

Para el diseño del chasis o frame se utilizó el software AutoCAD de Autodesk en su versión 2015, el frame consiste en elaborar cuatro piezas solidas en 3D llamadas “brazos” de 15 cm de largo como se muestra en la figura 4.1 donde irán situados los motores, se crea una segunda pieza donde están situadas las placas electrónicas y la batería como se muestra en la figura 4.2, finalmente se procede a unir las piezas para obtener un chasis terminado como se muestra en la figura 4.3 y poder situar los componentes.

Figura 4.1 Bases Frame o chasis Cuadricoptero



Fuente Autor.

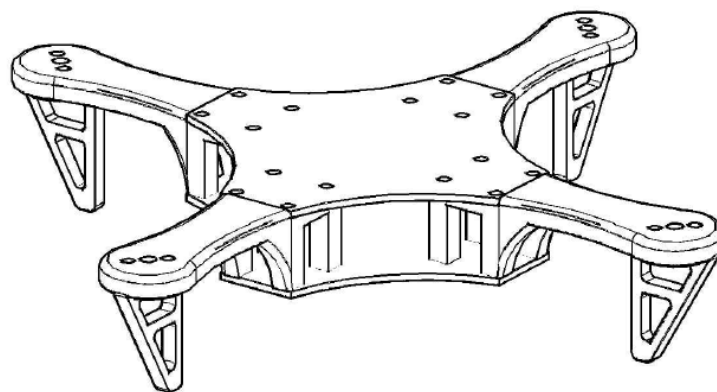
Y así queda la tapa del chasis.

Figura 4.2 Vista isométrica tapa



Fuente Autor.

Figura 4.3 Vista isométrica bosquejo



Fuente Autor.

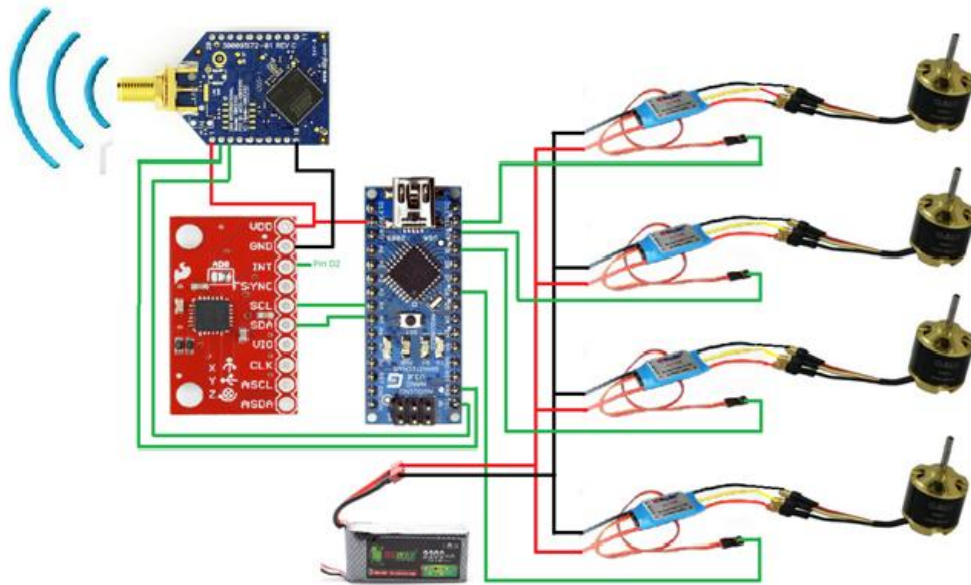
4.1. Cumplimiento de objetivos.

4.1.1 Elaboración de placa electrónica de estabilización

Con los materiales descritos en el anexo nº 1 se procede a realizar la placa estabilizadora de vuelo como se muestra en la figura 4.4, para lograr el cumplimiento del objetivo “*Desarrollar un sistema de navegación realizado en una tarjeta electrónica que proporcione buena estabilidad en vuelo ante perturbaciones.*”

La placa estabilizadora de vuelo está compuesta por un módulo arduino nano, un módulo XBEE pro 900, una unidad de medición inercial de 6 ejes (MPU 6050), una batería LIPO de 3 celdas, y los respectivos conectores para los variadores de velocidad. Con estos materiales se procede a realizar las conexiones como se muestra en la figura 4.4.

Figura 4.4 Placa electrónica de estabilización

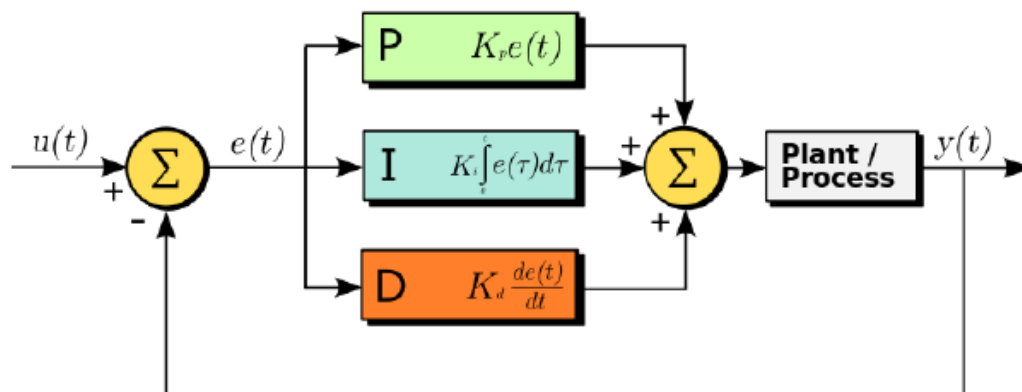


Fuente Autor.

Con esta pequeña placa es suficiente para conseguir la estabilidad del cuadricoptero ya que incluye un microcontrolador, IMU 6 ejes (3 ejes giroscopio y 3 ejes acelerómetro), los variadores de velocidad para el manejo de los motores y módulo XBEE para recepción de datos enviados desde el mando o control. Más adelante se explicara su funcionamiento además del algoritmo o firmware del microcontrolador.

En el módulo arduino se implementa un controlador de vuelo basado en PID como se muestra en la figura 4.5 el cual es un mecanismo de control por realimentación ampliamente usado en sistemas de control industrial, este tipo de controlador calcula la desviación o error entre un valor medido y un valor deseado haciendo una corrección en consecuencia.

Figura 4.5 Diagrama PID



Fuente [wikipedia.org/wiki/Proporcional_integral_derivativo](https://es.wikipedia.org/wiki/Proporcional_integral_derivativo)

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^t e(T) dT + k_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (1)$$

4.1.1.1 Control en el cuadricoptero

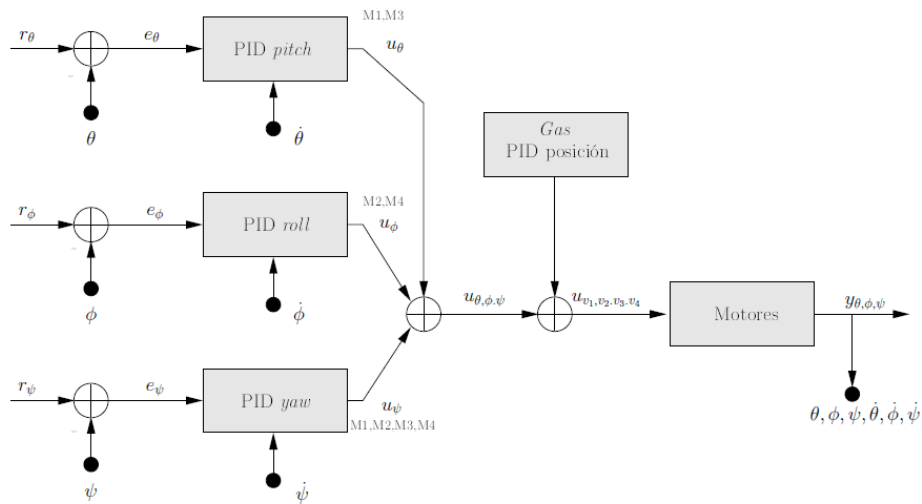
El movimiento de un cuadricoptero tiene seis grados de libertad definidos por el vector:

$$q = (x, y, z, \theta, \phi, \psi) \in R^6 \quad (2)$$

Aclarando que el vector $p = (x, y, z) \in R^3$ denota la posición del centro de masa del vehículo con respecto a un eje de referencia en tierra y $\alpha = (\theta, \phi, \psi) \in R^3$ son los ángulos de Euler Pitch, Roll y Yaw que representan el estado actual del vehículo.

Se ha desarrollado un controlador tipo PID para cada ángulo de Euler como se muestra en la figura 4.6, en la cual se observa el diagrama de bloques del sistema de control en lazo cerrado para el cuadricoptero.

Figura 4.6 Diagrama de bloques Controlador General Cuadricoptero

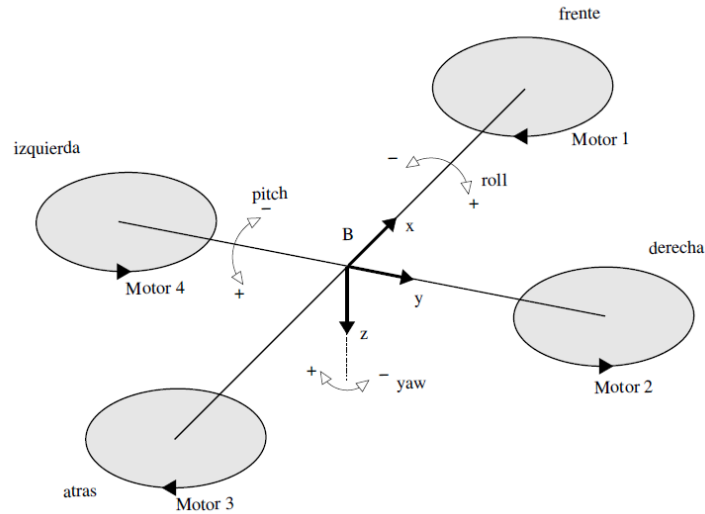


Fuente Antonio Pico Villalpando "Diseño e implementación de un sistema de control para un cuadricoptero"

4.1.1.2 Controlador ángulo pitch (θ)

El ángulo pitch representa los grados de rotación en el eje y como se muestra en la figura 4.7, con la rotación del eje y se obtienen ángulos positivos y ángulos negativos, con esto se concluye que la salida del controlador implementado para el ángulo θ solo actúa sobre los motores 1 y 3.

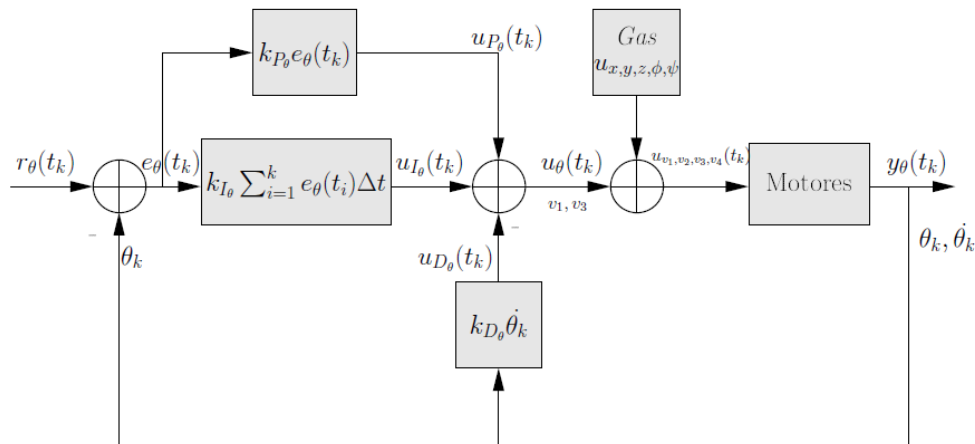
Figura 4.7 Efectos variación de velocidades



Fuente Antonio Pico Villalpando "Diseño e implementación de un sistema de control para un cuadricóptero".

La figura 4.8 muestra el sistema de control PID para el ángulo θ , para este y los demás controladores de postura se utilizó una versión modificada del PID básico, el control proporcional e integral utilizan la señal de error e como entrada, pero la parte derivativa utiliza la derivada de la señal de retroalimentación y .

Figura 4.8 Diagrama de bloques Controlador Pitch



Fuente Antonio Pico Villalpando "Diseño e implementación de un sistema de control para un cuadricóptero".

Este cambio se hace para evitar el fenómeno denominado "patada derivativa" el cual sucede en ciertos sistemas al cambiar repentinamente la entrada de referencia r , lo que provoca un pico en la señal de error, el cual se transmite a la salida de la señal de control derivativo, provocando cambios bruscos en la acción de control [4].

Al utilizar como entrada la derivada de la señal de retroalimentación en el término derivativo, los cambios repentinos en la señal de referencia no afectan el desempeño del control derivativo, obteniendo un sistema más estable debido a la ausencia de picos en la señal de error.

Una ventaja más de esta configuración es que la derivada de la señal de salida (variable manipulada, posición angular) es la velocidad angular, que puede ser obtenida directamente de los sensores del vehículo (Giroscopio) evitando la necesidad de hacer aproximaciones basadas en la posición.

Continuando con el diagrama, vemos que la entrada de referencia r_θ corresponde los grados de inclinación deseados y la señal

$$e(t_k) = r_\theta(t_k) - y_\theta(t_k) \quad (3)$$

Donde la ecuación (3) es el error en el instante de tiempo t_k , que es utilizado por los términos proporcional e integral.

La variable de control u_{p_θ} obtenida del término proporcional queda de la siguiente manera:

$$u_{p_\theta}(t_k) = k_{p_\theta} * e(t_k) \quad (4)$$

Donde k_{p_θ} es la constante proporcional en θ y $e(t_k)$, es el error en el instante de tiempo t_k

La variable de control u_{i_θ} aportada por el término integral se obtiene con la fórmula:

$$\begin{aligned} u_{i_\theta}(t_k) &= u_{i_\theta}(t_{k-1}) + k_{i_\theta} * e_\theta(t_k) * \Delta t & \text{si } k \neq 0 \\ u_{i_\theta}(t_k) &= k_{i_\theta} * e_\theta(t_k) * \Delta t & \text{si } k = 0 \end{aligned} \quad (5)$$

Donde k_{i_θ} es la constante integral en θ , $e_\theta(t_k)$ es el error en el instante t_k de muestreo y Δt es el intervalo de muestreo.

La acción de control u_{d_θ} del término derivativo es la siguiente:

$$u_{d_\theta}(t_k) = k_{d_\theta} * \dot{\theta}(t_k) \quad (6)$$

Donde k_{d_θ} es la constante derivativa en θ y $\dot{\theta}(t_k)$ es la velocidad angular medida por el giroscopio en el eje y en el instante de tiempo t_k .

Por lo que la señal actuante en θ es:

$$u_\theta(t_k) = u_{p_\theta}(t_k) + u_{i_\theta}(t_k) - u_{d_\theta}(t_k) \quad (7)$$

$$u_\theta(t_k) = k_{p_\theta} * e_\theta(t_k) + (u_{i_\theta}(t_{k-1}) + k_{i_\theta} * e_\theta(t_k) * \Delta t) - k_{d_\theta} * \dot{\theta}(t_k) \quad (8)$$

En conclusión, el aporte de la variable de control $u_\theta(t_k)$ sobre las velocidades de los motores es:

$$u_{v_1}(t_k) = u_{n_{v_1}} + u_\theta(t_k) \quad (9)$$

$$u_{v_3}(t_k) = u_{n_{v_3}} - u_{\theta}(t_k) \quad (10)$$

Donde $u_{v_1}(t_k)$ y $u_{v_3}(t_k)$ son las señales actuantes en los motores 1 y 3, y u_n representa las señales actuantes de los demás controladores.

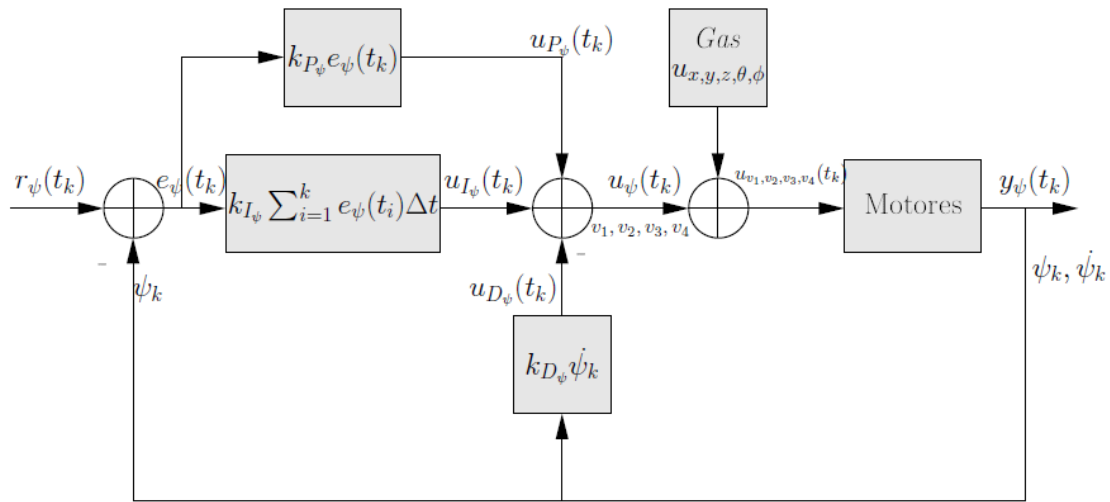
Se realiza el mismo análisis para el manejo del ángulo roll (ϕ) con la diferencia que la señal de salida del controlador será enviada a los motores 2 y 4.

4.1.1.2 Control ángulo yaw (φ)

El ángulo yaw (φ) representa un movimiento de rotación en el eje z del sistema de coordenadas del vehículo. El giro es negativo en el sentido de las manecillas del reloj y positivo en contra de las manecillas.

A diferencia de los controladores de los ángulos θ y ϕ , el controlador PID del ángulo φ como se muestra en la figura 4.9, actúa sobre los cuatro motores del cuadricoptero

Figura 4.9 Diagrama de bloques Controlador Yaw



Fuente Antonio Pico Villalpando "Diseño e implementación de un sistema de control para un cuadricoptero".

Obtenemos la ecuación del controlador PID para φ , definido de la siguiente manera:

$$u_{\varphi}(t_k) = u_{p_{\varphi}}(t_k) + u_{i_{\varphi}}(t_k) - u_{d_{\varphi}}(t_k) \quad (11)$$

$$u_{\varphi}(t_k) = k_{p_{\varphi}} * e_{\varphi}(t_k) + (u_{i_{\varphi}}(t_{k-1}) + k_{i_{\varphi}} * e_{\varphi}(t_k) * \Delta t) - k_{d_{\varphi}} * \dot{\varphi}(t_k) \quad (12)$$

Dónde:

$u_{\varphi}(t_k)$ es la variable de control en φ

$u_{p_{\varphi}}(t_k) + u_{i_{\varphi}}(t_k) - u_{d_{\varphi}}(t_k)$ son las variables de control proporcional, integral y derivativo en φ .

$e_{\varphi}(t_k)$ es la señal de error en φ .

$k_{p_{\varphi}}, k_{i_{\varphi}}, k_{d_{\varphi}}$ son las constantes proporcional, derivativa e integral en φ .

$\dot{\varphi}(t_k)$ es la velocidad angular en el eje z en el sistema de coordenadas del vehículo.

El aporte de la variable de control de $u_{\varphi}(t_k)$ sobre las velocidades de los motores es:

$$u_{v_1}(t_k) = u_{n_{v_1}} - u_{\varphi}(t_k) \quad (13)$$

$$u_{v_2}(t_k) = u_{n_{v_2}} + u_{\varphi}(t_k) \quad (14)$$

$$u_{v_3}(t_k) = u_{n_{v_3}} + u_{\varphi}(t_k) \quad (15)$$

$$u_{v_4}(t_k) = u_{n_{v_4}} - u_{\varphi}(t_k) \quad (16)$$

Donde $u_{v_1}(t_k), u_{v_2}(t_k), u_{v_3}(t_k), u_{v_4}(t_k)$ son las señales actuantes en los motores 1, 2, 3 y 4, y u_n representa las señales actuantes de los demás controladores.

4.1.1.3 CONTROLADOR PID EN ARDUINO.

PID Library es una librería para Arduino que implementa el control PID. Existe, a su vez, una librería llamada "PID Autotune Library" cuya misión es automatizar al máximo posible el ajuste de las constantes Kp, Ki y Kd que la librería necesita.

Un problema encontrado en esta librería son los valores máximo y mínimo de salida del controlador ya que se encuentran en el rango de 0 a 255, por lo tanto se resuelve crear una función tipo Double donde se implementa la ecuación de un controlador PID, la cual retorna el valor de salida del controlador dependiendo de Kp, Ki, Kd, el valor anterior de la integral y el estado anterior de entrada, (la variable *integral* es de tipo global, por lo tanto no es necesario retornar su valor)

Dicha función se describe en la figura 4.10.

Figura 4.10 Función Arduino “Ecuación de Controlador General”

```
double pid_compute(double input,double setpoint,double kp,double ki,double kd,double I,double input_old)
{
    double error=setpoint-input;
    double Output=(kp*error)+(kd*(input_old-input))+(I+(ki*error));
    integral=I+(ki*error);
    return (Output);
}
```

Fuente Autor.

La función *pid_compute* descrita en la imagen 4.10 calcula el valor del error en el instante t_k con este valor de error y las constantes k_p, k_i, k_d se calcula la salida del controlador.

Con esta simple función se realizan los cálculos para variar la velocidad de los motores y obtener una buena estabilidad en el vuelo. (Se utiliza la misma función para todos los controladores implementados en arduino).

Un ejemplo de la utilidad de esta función se puede observar a continuación. En el controlador de posición del ángulo Roll en el motor 1.

```
Output_roll=pid_compute(Input_roll,Setpoint_roll,consKp_roll,consKi_roll,consKd_roll,I_roll,Input_old_roll);
I_roll=integral; //controlador roll 1
```

Se realiza el mismo procedimiento para todos los controladores implementados en arduino.

En la Figura 4.11 tomada del código creado para el cuadricoptero muestra las ecuaciones de velocidad de los motores, teniendo previamente calculado la salida de los controladores para cada motor.

Figura 4.11 Ecuaciones Velocidad Motores

```
speed_M2 = min_vel + empuje + (Output_pitch + Output_gx) + Output_yaw - Output_gz + Output_hz;
speed_M1 = min_vel + empuje + (Output_roll - Output_gy) - Output_yaw + Output_gz + Output_hz;
speed_M4 = min_vel + empuje - (Output_roll_2 - Output_gy) - Output_yaw + Output_gz + Output_hz;
speed_M3 = min_vel + empuje - (Output_pitch_2 + Output_gx) + Output_yaw - Output_gz + Output_hz;
```

Fuente Autor

Estas ecuaciones se deducen del principio de funcionamiento de un cuadricoptero, aclarando:

min_vel → Mínima velocidad de los motores

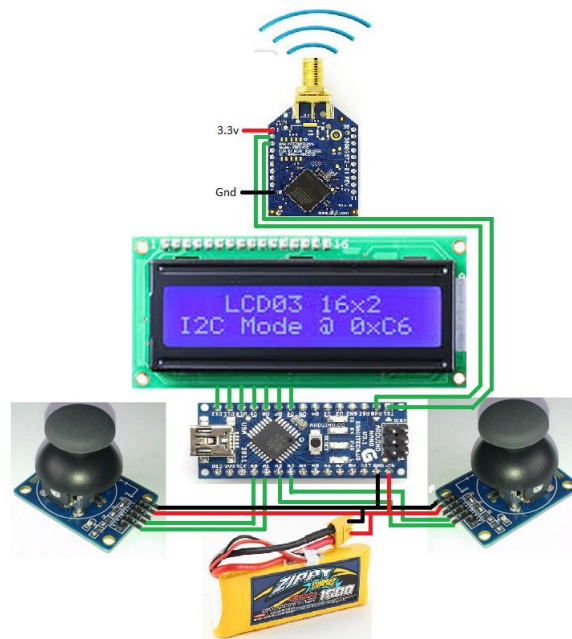
Empuje → Valor del offset de velocidad enviado desde el mando o control. Utilizado para elevar o descender el cuadricoptero, también llamado en inglés “**throttle**” y llamado anteriormente “gas”.

Para el cálculo de las constantes de cada uno de los controladores se comienza a deducir las ecuaciones para el modelado de un cuadricoptero como se describe en la sección 4.3.3

4.1.2 Elaboración de placa electrónica mando o control.

Se prosigue con el segundo punto, el diseño del mando o control para un vuelo manual y envío de datos para guiar el vehículo como se muestra en la figura 4.12. Para su construcción se realiza el siguiente diseño de conexiones entre componentes. Así cumpliendo el objetivo *“Desarrollar un sistema de comunicación que permita mantener el control del aeromodelo como su posición actual desde un equipo remoto teniendo en cuenta los parámetros: alcance máximo (200m) e interferencia del medio*

Figura 4.12 Mando o control de vuelo manual



Fuente Autor.

Este pequeño prototipo de control inalámbrico como se muestra en la figura 4.12 es apropiado para enviar datos de los joysticks inalámbricamente al cuadricóptero y poder variar los ángulos Roll, Pitch y Yaw. Necesarios para un vuelo estable y dirigido. Este tipo de control consta de un microcontrolador, dos joysticks, una batería para la alimentación de los demás elementos, un módulo XBEE para entablar comunicación con el vehículo y una pantalla LCD de 2x16 caracteres para la visualización de los ángulos de vuelo.

4.1.2.1 ENVÍO Y RECEPCIÓN DE DATOS.

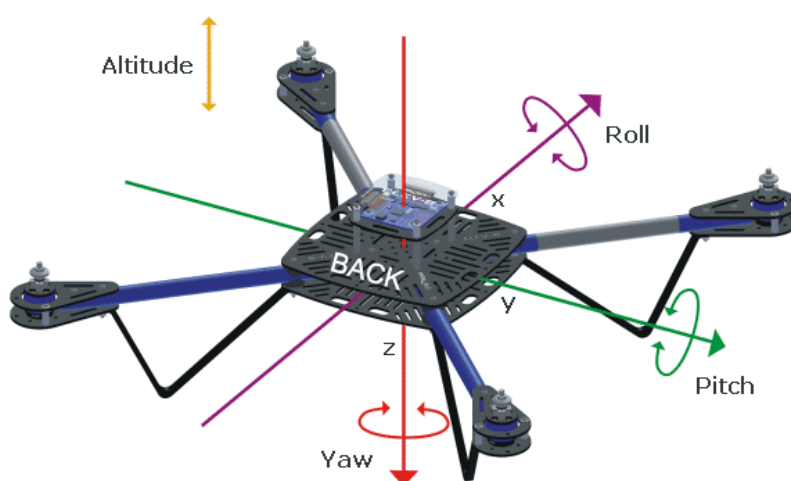
Desde el mando o control se envía una trama de datos vía inalámbrica rs-232 mediante módulos XBEE pro 900, en dicha trama de datos va incorporado los valores

setpoint de los controladores explicados anteriormente, un byte de inicio y un byte para finalizar como se muestra a continuación:

- Valor byte inicio (255)
- Valor setpoint Yaw con un rango de variación entre 0 y 255
- Valor empuje o throttle con un rango de variación entre 0 y 255
- Valor setpoint roll con un rango de variación entre 0 y 255
- Valor setpoint pitch con un rango de variación entre 0 y 255
- Valor byte finalizar (0)

Con estos seis valores se pueden variar los tres grados de libertad del vehículo como se muestra en la figura 4.13, haciendo así posible un vuelo dirigido.

Figura 4.13 Ejes de rotación del Vehículo



Fuente Fredy Roberto Guerrero Noboa "Modelación, simulación y control de sistemas aéreos no tripulados utilizando inteligencia artificial"

Hasta este punto se tiene un vehículo aéreo manejado desde un control o mando el cual tiene la capacidad dirigirse en cualquier sentido.

4.1.3 Elaboración de placa electrónica vuelo autónomo

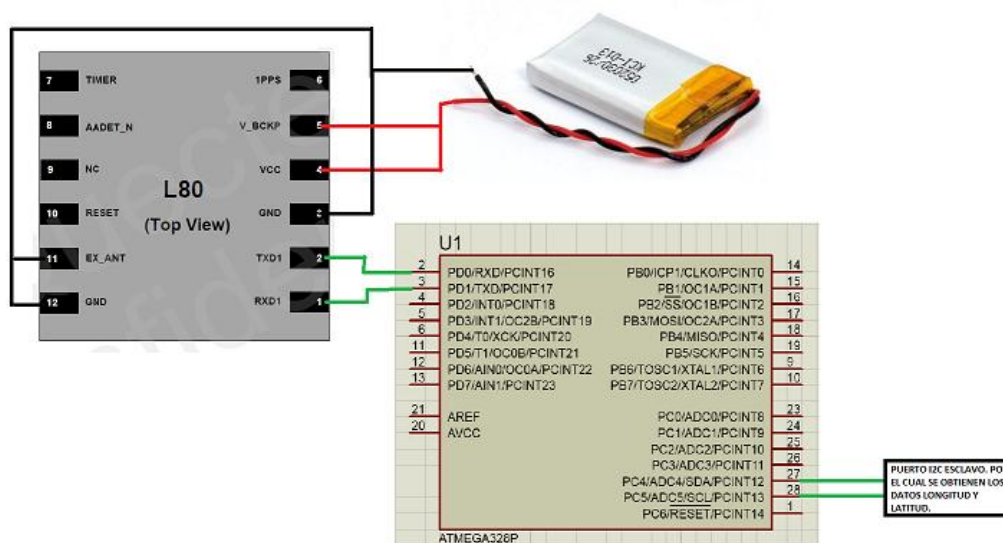
El tercer punto consiste en la fabricación de la placa de vuelo autónomo como se muestra en la figura 4.16 la cual recibe los datos del GPS, Magnetómetro, Barómetro y realiza las correcciones necesarias para dirigir el cuadricoptero a su punto destino, dando cumplimiento a el objetivo "*Desarrollar un sistema que permita adquirir los datos entregados por el GPS (coordenadas longitud y latitud), para el procesamiento de los datos*".

Según el protocolo NMEA 0183 (**N**ational **M**arine **E**lectronics **A**ssociation) los instrumentos marítimos y también la mayoría de los receptores GPS pueden

comunicarse los unos con los otros, gracias a este protocolo se recibe la trama de datos enviada desde el GPS Quectel L80 descrito en el anexo n°1 a la placa arduino como se muestra en la Figura 4.15 tomada desde el Gps utilizado y se procede a extraer los datos longitud y latitud.

Se desarrolla una placa esclavo I2C como se muestra en la figura 4.14 para el manejo del GPS ya que la tarjeta principal solo cuenta con un puerto serial el cual está destinado para la comunicación inalámbrica entre el cuadricoptero y su control remoto.

Figura 4.14 Placa electrónica GPS



Fuente Autor.

El microcontrolador Atmega 328p de la figura 4.14 se utiliza para:

- configurar la velocidad de recepción de los datos entregados por el GPS la cual es de 115200 BPS (Bits Por Segundo).
- Configurar la frecuencia de actualización la cual es de 5 Hz.
- Procesar la trama de datos NMEA que entrega el GPS y obtener los valores de longitud y latitud.
- Guardar en dos variables los valores latitud y longitud que son leídos por puerto Serial I2C cuando la tarjeta maestro lo solicite.

Figura 4.15 Datos Gps

```
$GPRMC,020101.400,A,0542.4204,N,07256.7412,W,0.30,236.67,300415,,,A*7B
$GPTXT,01,01,02,ANTSTATUS=SHORT*6D
$GPRMC,020101.600,A,0542.4204,N,07256.7412,W,0.30,236.67,300415,,,A*79
$GPTXT,01,01,02,ANTSTATUS=SHORT*6D
```

Fuente Autor.

El significado de la línea GPRMC se describe a continuación:

Ejemplo.

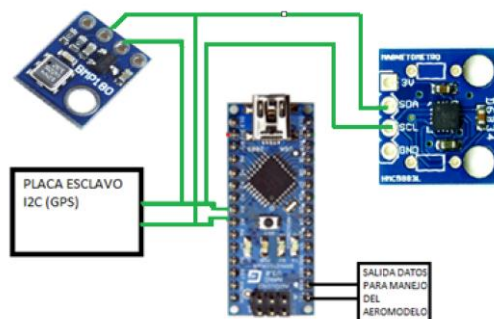
\$GPRMC,013732.000,A,3150.7238,N,11711.7278,E,0.00,0.00,220413,,A*68

Donde cada valor separado por coma significa

- UTC time Time in format 'hhmmss.sss'
- Data valid
 - 'V' =Invalid
 - 'A' = Valid
- Latitude Latitude in format 'ddmm.mmmm' (degree and minutes)
- Longitude Longitude in format 'dddmm.mmmm' (degree and minutes)
 - 'N' = North
 - 'S' = South
- Speed Speed over ground in knots
 - 'E' = East
 - 'W' = West
- COG Course over ground in degree
- Date Date in format 'ddmmyy'
- Magnetic variation Magnetic variation in degree, not being output
- E/W Magnetic variation E/W indicator, not being output
- Positioning mode
 - 'N' = No fix
 - 'A' = Autonomous GNSS fix
 - 'D' = Differential GNSS fix
- End character of data field
- Checksum Hexadecimal checksum
- <CR><LF> Each of message

Por último se procede a fabricar la placa maestro como se muestra en la figura 4.16, la cual incorpora el magnetómetro, barómetro y Placa esclavo I2C (GPS).

Figura 4.16 Placa electrónica Principal (Gps – Barómetro - Magnetómetro)



Fuente Autor.

Esta placa incorpora un microcontrolador el cual será el maestro y comandara el sistema en general. Esta placa recibe los datos de GPS, barómetro, magnetómetro. La cual realiza los cálculos necesarios para poder ubicar en el vehículo en la posición deseada.

4.1.3.1 Calculo Angulo de vuelo.

Despreciando la curvatura de la superficie terrestre se obtiene el Angulo de vuelo mediante la ecuación 19. Se definen los siguientes parámetros.

Lo → Latitud inicial del aeromodelo
Go → Longitud inicial del aeromodelo

Lf → Latitud final del aeromodelo
Gf → Longitud final del aeromodelo

Q → Angulo de vuelo Angulo formado entre la trayectoria y el meridiano de ecuador.

Se procede a calcular la distancia entre los puntos inicial y final realizando la conversión de grados a metros según muestra la siguiente relación.

$$\begin{aligned} \text{Longitud} \rightarrow 1^\circ &= 111,319 \text{ km} \\ \text{Latitud} \rightarrow 1^\circ &= 111,131 \text{ km} \end{aligned}$$

Siendo:

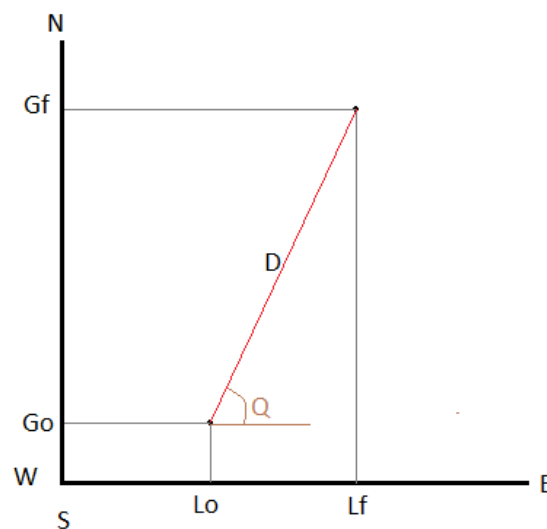
$$D_g = Gf - Go \quad (17)$$

$$D_l = Lf - Lo \quad (18)$$

D_g → Distancia en metros entre los puntos. Longitud inicial y longitud final

D_l → Distancia en metros entre los puntos. Latitud inicial y latitud final

Figura 4.17 Plano distancia entre puntos inicial y final



Fuente Autor.

Luego la distancia D será.

$$D = \sqrt{(D_g)^2 + (D_l)^2} \quad (19)$$

El cálculo del Angulo de vuelo se calcula mediante la ecuación (20)

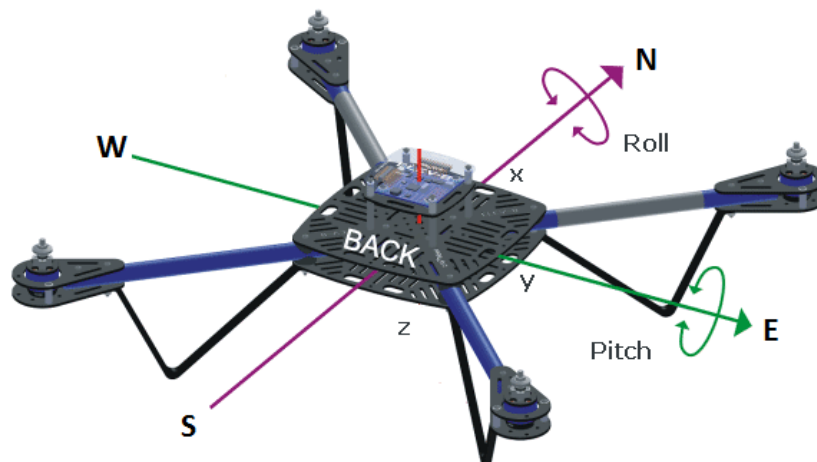
$$Q = \tan^{-1} \left(\frac{D_g}{D_l} \right) \quad (21)$$

4.1.3.2 Descripción.

Obtenidos los datos de longitud y latitud, se procede a rotar el cuadricoptero con ayuda del Magnetómetro y variación del setpoint en yaw, formando un ángulo de 0° con el norte y los ejes de rotación como se muestra en la figura 4.18.

Quedando así:

Figura 4.18 Alineación con los Ejes polares



Fuente Fredy Roberto Guerrero Noboa "Modelación, simulación y control de sistemas aéreos no tripulados utilizando inteligencia artificial"

De tal manera que variando un ángulo ya sea Roll o Pitch como se muestran en la figura 4.18 el cuadricoptero viaje en una coordenada, es decir si se aumenta el ángulo roll, viajara en dirección Este únicamente y por lo contrario en dirección Oeste.

Igualmente sucede variando Pitch, el vehículo se desplaza en dirección Norte y Sur. Sin afectar la otra coordenada. De esta forma se tiene la capacidad de trasladarse o moverse por las coordenadas Longitud y Latitud.

4.1.3.3 Manejo posición GPS, mediante variaciones en Yaw

Debido a que la posición inicial del cuadricoptero forma ángulo 0° con el ecuador, como se muestra en la figura 4.18 las salidas de los controladores actúan variando los ángulos Roll y Pitch para mantener su posición, cuando se varía el ángulo Yaw manteniendo la misma posición geográfica las salidas de los controladores no funcionan debido a su translación en el eje Z.

Ejemplo.

Los valores de los ángulos Roll y Pitch se rigen mediante las ecuaciones (49) y (50) para un ángulo 0° en Yaw (Paralelo con el ecuador)

$$Input_{roll} = Output_{lat} \quad (22)$$

$$Input_{pitch} = Output_{lon} \quad (23)$$

Siendo

$Output_{lat} \rightarrow$ Salida del controlador latitud

$Output_{lon} \rightarrow$ Salida del controlador longitud

Para un valor diferente a 0° e incluso cero en yaw se procede a realizar el algoritmo necesario para hacer la corrección. Como se muestra en (51) y (52):

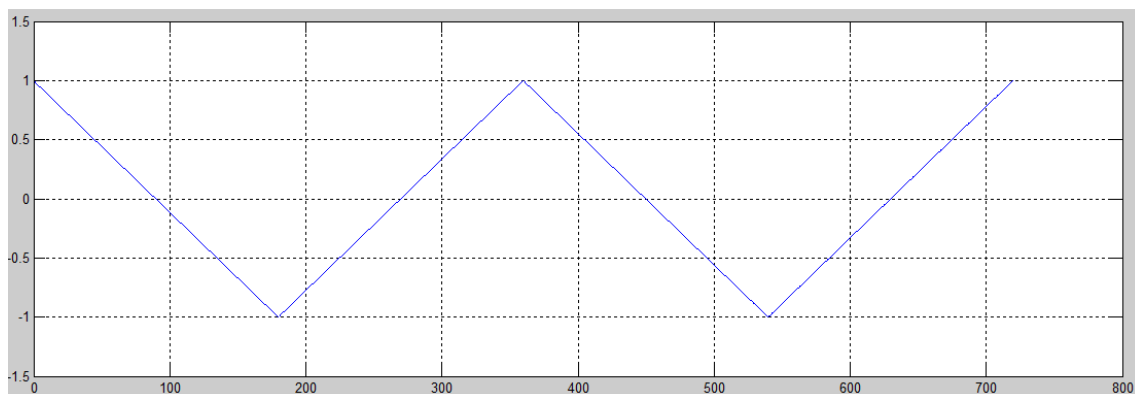
$$Input_{roll} = (Output_{lat} * f(\sigma)) + (Output_{lon} * (1 - f(\sigma))) \quad (24)$$

$$Input_{pitch} = (Output_{lon} * f(\sigma)) + (Output_{lat} * (1 - f(\sigma))) \quad (25)$$

Siendo

$$f(\sigma) = \begin{cases} -\frac{\sigma}{90} + 1 & \text{si } 0 \leq \sigma \leq 180 \\ \frac{\sigma}{90} - 3 & \text{si } 180 \leq \sigma \leq 360 \end{cases} \quad (26)$$

Figura 4.19 Grafica función ecuación (26)



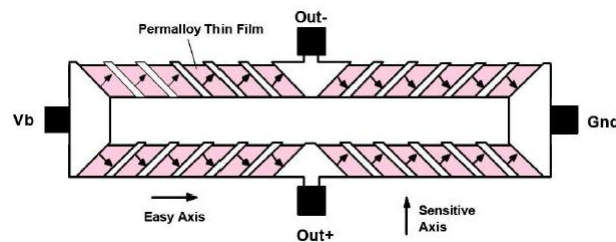
Fuente Autor.

4.1.3.4 Manejo Magnetómetro

El magnetómetro que se ha utilizado es el HMC5883L de la casa Honeywell. Es un sensor que mide la intensidad de campo magnético en 3 ejes. Gracias a estas 3 medidas se obtiene un vector de campo que da información del ángulo de rotación del móvil. Vendría a ser la versión ampliada a 3 dimensiones de la brújula, pero este instrumento es capaz de distinguir giros en los ejes de *roll* y *pitch*.

El campo se mide a través una magneto-resistencia como se muestra en la figura 4.20 que cambia su valor en función del campo que las atraviesa en su dirección.

Figura 4.20 Magneto-resistencia



Fuente Gonzalo Ferrer Mínguez “Integración Kalman de sensores inerciales INS con GPS en un UAV”

Para entender mejor el funcionamiento de este dispositivo y utilizarlo correctamente en aplicaciones de navegación, es necesario estudiar cómo actúa el campo Magnético Terrestre. La Tierra actúa como un dipolo, pero no está alineado con sus ejes de rotación. Por eso siempre aparece un término de Declinación, que es la separación entre el norte magnético y el norte geográfico como se muestra en la figura 4.39. Por Norte magnético se entiende aquella región de la tierra donde las líneas de campo son perpendiculares a la superficie terrestre.

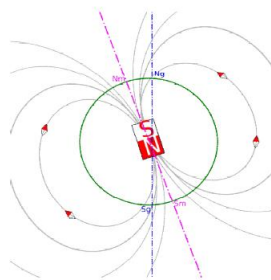
El campo magnético de la tierra se puede describir con 7 parámetros: declinación, inclinación, intensidad horizontal, componentes X (apuntando al norte geográfico) e Y (apuntando al Este) en el plano horizontal, intensidad vertical e intensidad total.

El valor de este campo en medida absoluta oscila entre los 25,000 y los 65,000 nT.

$$(100,000 \text{ nT} = 1 \text{ gauss}) \quad (27)$$

Gracias a las medidas en los 3 ejes del campo magnético, se puede calcular la orientación relativa de un objeto. En el caso de una brújula, siempre se supone que se mide en el plano horizontal a la Tierra para obtener la dirección del norte.

Figura 4.21 Líneas de campo terrestre.



Fuente Gonzalo Ferrer Mínguez “Integración Kalman de sensores inerciales INS con GPS en un UAV”

4.1.4 Visualización de datos

Se ha desarrollado tres aplicaciones en el software Processing 2.0 para dar cumplimiento al objetivo “Diseñar y construir una interfaz HMI para el manejo remoto si se desea y visualización de datos del estado actual del aeromodelo” las cuales son llamadas:

- Solido_3D
- Ruta_gps
- Graph

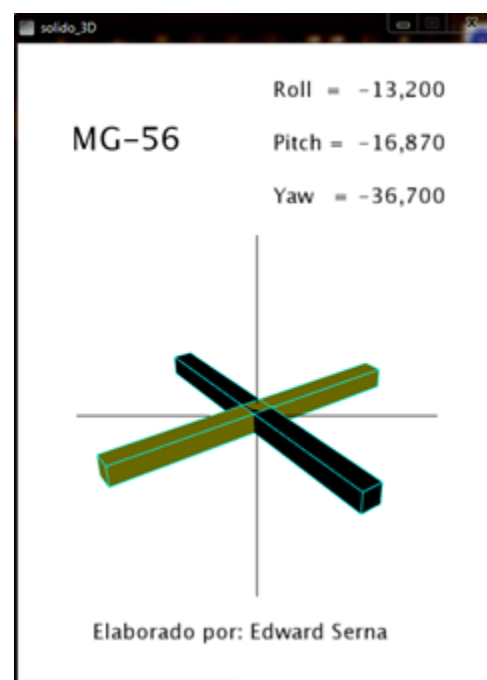
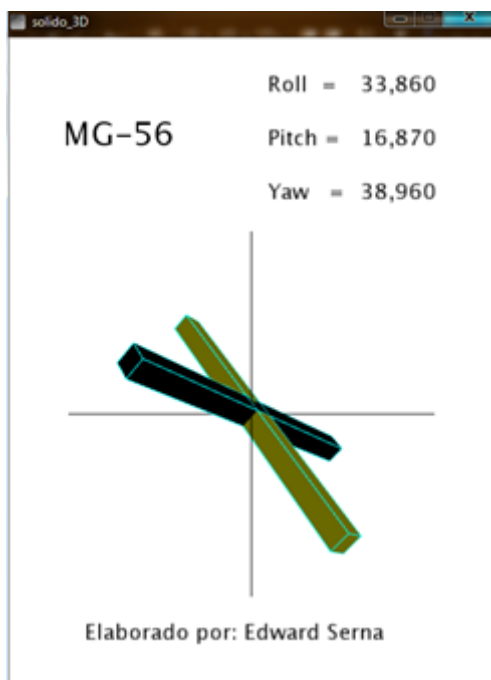
La aplicación solido_3D recibe tres datos vía RS-232 que corresponden a los valores en tiempo real de los ángulos Roll (ϕ), Pitch (θ) y Yaw (φ), estos valores son guardados en un vector $R = (\phi, \theta, \varphi)$ con los cuales se hace rotar el vehículo animado en sus tres grados de libertad como se muestra en la figura 4.22.

Figura 4.22 Modelo 3D de la aeronave

a) Posición $R = (33.86^\circ, 16.87^\circ, 38.96^\circ)$ **b)** Posición $R = (-13.2^\circ, -16.87^\circ, -36.7^\circ)$

a)

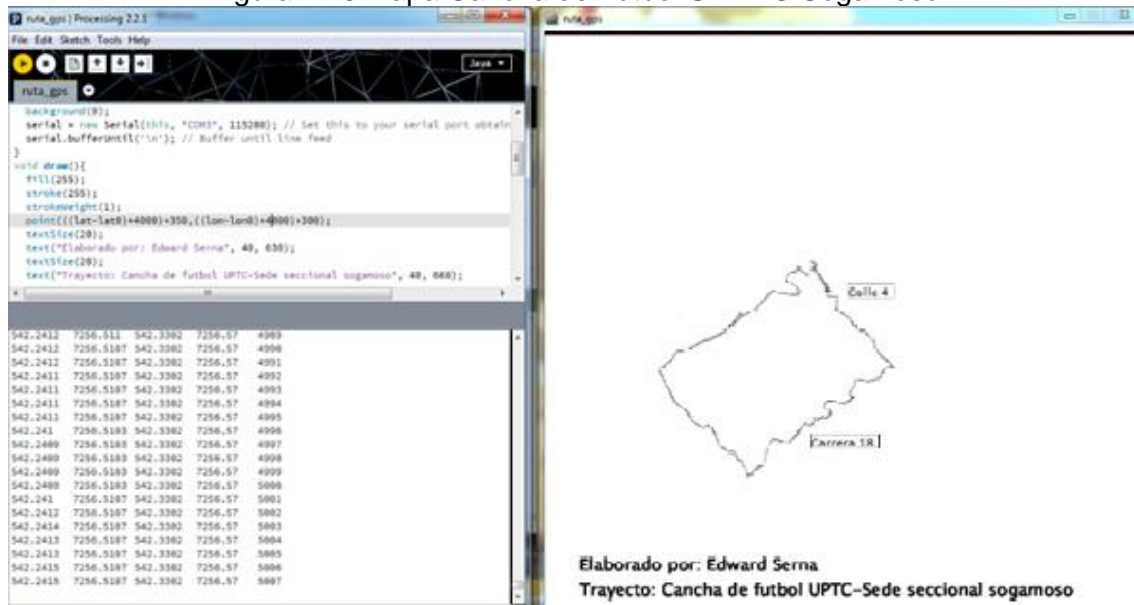
b)



Fuente autor.

La aplicación Ruta_gps recibe dos valores vía RS-232 que corresponden a los valores de longitud y latitud en tiempo real para luego ser plasmados en un plano coordenado como se muestra en la figura 4.23

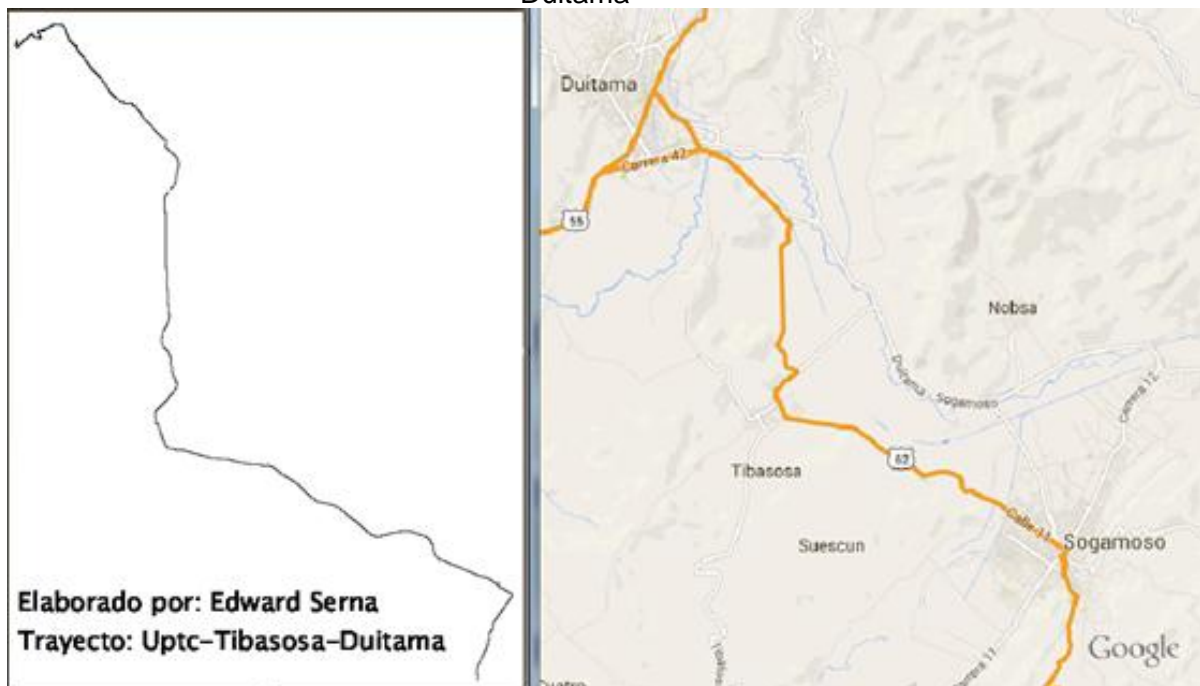
Figura 4.23 Mapa Cancha de Futbol U.P.T.C Sogamoso



Fuente autor.

Se nota un claro error en cuanto a la precisión de posición entregada por el Gps, y más aún cuando no se está en movimiento, esto debido a que el Gps toma la el valor de la velocidad del recorrido y realiza una corrección para un mejor desempeño del mismo. Tomando esta afirmación se procede a corroborar el desempeño del Gps en un trayecto mas grande como se muestra en la figura 4.24.

Figura 4.24 Mapa Trayecto UPTC Sogamoso – Terminal Sogamoso – Tibasosa – Duitama



Fuente (Izquierda) Autor, (derecha) Google Maps.

El Gps muestra un alto desempeño en recorridos grandes (> 1 km). Como se muestra en la figura 4.24, el cual fue tomado desde la aplicación Ruta_gps creada en Processing 2.0 (Autor).

5 MODELO MATEMÁTICO

El siguiente modelo matemático es tomado de la tesis titulada “Modelación, simulación y control de sistemas aéreos no tripulados utilizando inteligencia” del autor Fredy Roberto Guerrero Noboa. Para obtener el modelo matemático del cuadricoptero se considera la aeronave como un cuerpo solido de masa m con un sistema de referencia definido I , además la aeronave se encuentra sujeta a una fuerza total u y a tres momentos $\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$.

Se utiliza el modelo Euler- LaGrange que es un método en el que se relaciona la energía cinética de un cuerpo con su energía potencial, luego la energía cinética de traslación del cuerpo viene dada por:

$$E_{ct} = \frac{1}{2} * m * \xi * \xi \quad (28)$$

Donde m es la masa del cuadricoptero y ξ es la velocidad lineal en cada uno de los ejes, luego la energía cinética de rotación está dada por:

$$E_{cr} = \frac{1}{2} * \eta * \hat{J} * \eta \quad (29)$$

Donde la matriz \hat{J} es la matriz de inercias del cuadricoptero y η es la velocidad angular en cada uno de los ejes. Por otra parte se tiene que la energía potencial del cuadricoptero viene dada por:

$$E_p = m * g * z \quad (30)$$

Donde z es la altura a la que se encuentra el cuadricoptero en el espacio. Con las energías que se tiene se puede calcular el Lagrangiano como sigue:

$$L(q, \dot{q}) = E_{ct} + E_{cr} - E_p \quad (31)$$

$$L(q, \dot{q}) = \frac{1}{2} m \xi^T \xi + \frac{1}{2} \eta^T \hat{J} \eta - mgz \quad (32)$$

El modelo dinámico del cuadricoptero es obtenido por el método de Euler-LaGrange con la fuerza externa generalizada, así se tiene que:

$$\frac{d}{dt} \frac{dL}{d\dot{q}} - \frac{dL}{dq} = F \quad (33)$$

Donde $F = (F_\xi, \tau)$, y F_ξ es la fuerza de traslación y τ son los momentos generalizados aplicados al cuadricoptero por la entrada de control. La fuerza depende principalmente de las entradas de control μ y τ , por lo que se puede escribir de la siguiente manera:

$$F = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mu \end{bmatrix} \quad (34)$$

Donde se tiene que μ es la fuerza de sustentación y viene dada por:

$$\mu = f_1 + f_2 + f_3 + f_4 \quad (35)$$

Siendo que:

$$f_i = k_i w_i \quad i = 1,2,3,4 \quad (36)$$

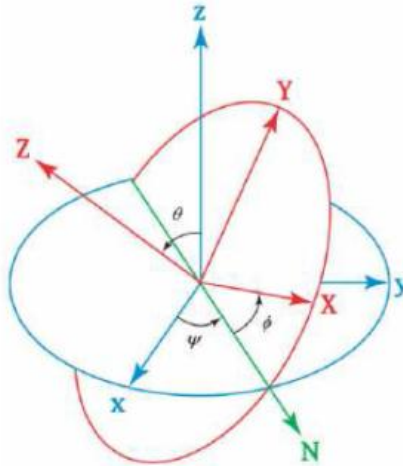
Donde se tiene que $k_i > 0$ y w_i es la velocidad angular a la que gira el motor junto con su hélice. La fuerza de translación es calculada de la siguiente manera:

$$F_\xi = R^T F \quad (37)$$

Donde R es la matriz de rotación y \hat{F} está definida por la ecuación xx.

Las matrices de rotación de cada uno de los ejes estas dadas por:

Figura 5.1 Ángulos de Euler



Fuente Fredy Roberto Guerrero Noboa "Modelación, simulación y control de sistemas aéreos no tripulados utilizando inteligencia artificial"

$$R_{z,\varphi} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (38)$$

$$R_{y,\theta} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (39)$$

$$R_{x,\phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (40)$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cos \theta & -\sin \varphi \cos \emptyset + \cos \varphi \sin \theta \sin \emptyset & \sin \varphi \sin \emptyset + \cos \varphi \cos \emptyset \sin \theta \\ \sin \varphi \cos \theta & \cos \varphi \cos \emptyset + \sin \varphi \sin \theta \sin \emptyset & -\cos \varphi \sin \emptyset + \sin \theta \sin \varphi \cos \emptyset \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \emptyset & \cos \emptyset \cos \theta \end{bmatrix} \quad (41)$$

Reemplazando se obtiene:

$$F_{\xi} = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cos \theta & -\sin \varphi \cos \emptyset + \cos \varphi \sin \theta \sin \emptyset & \sin \varphi \sin \emptyset + \cos \varphi \cos \emptyset \sin \theta \\ \sin \varphi \cos \theta & \cos \varphi \cos \emptyset + \sin \varphi \sin \theta \sin \emptyset & -\cos \varphi \sin \emptyset + \sin \theta \sin \varphi \cos \emptyset \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \emptyset & \cos \emptyset \cos \theta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mu \end{bmatrix} \quad (42)$$

Luego

$$F_{\xi} = \mu \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \emptyset \\ \cos \emptyset \cos \theta \end{bmatrix} \quad (43)$$

Los momentos generalizados vienen dados por:

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_{\varphi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\emptyset} \end{bmatrix} \quad (44)$$

La letra τ representa a los tres momentos de que el cuadricoptero presenta en los tres ejes referidos a los ángulos roll, pitch y yaw

Para el ángulo yaw se tiene:

$$\tau_{\varphi} = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4 \quad (45)$$

Para el ángulo pitch se tiene:

$$\tau_{\theta} = \Delta f_{2,4} l \quad (46)$$

Donde $\Delta f_{2,4}$ es la diferencia de fuerza de sustentación que habrá entre los motores 2 y 4. Terminó multiplicado por la distancia entre el motor 2 hasta el centro de gravedad.

Para el ángulo roll se tiene:

$$\tau_{\emptyset} = \Delta f_{1,3} l \quad (47)$$

Donde $\Delta f_{1,3}$ es la diferencia de fuerza de sustentación que habrá entre los motores 1 y 2. Terminó multiplicado por la distancia entre el motor 1 hasta el centro de gravedad.

Reescribiendo los momentos en una sola matriz se tiene:

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_{\varphi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\emptyset} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4 \\ \Delta f_{2,4} l \\ \Delta f_{1,3} l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4 \\ (f_2 - f_4) l \\ (f_1 - f_3) l \end{bmatrix} \quad (48)$$

$$\tau = \begin{bmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\emptyset} \end{bmatrix} \quad (49)$$

Como las ecuaciones del Lagrangiano no contienen términos cruzados en la energía cinética se puede combinar ξ y η , y la ecuación Euler-LaGrange puede ser dividida en dinámica para ξ y dinámica para η , de esta manera se tiene:

$$m\xi - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} = F_\xi \quad (50)$$

Reemplazando se tiene:

$$m\ddot{x} = -\mu \sin \theta \quad (51)$$

$$m\ddot{y} = \mu \cos \theta \sin \phi \quad (52)$$

$$m\ddot{z} = \mu \cos \theta \cos \phi - mg \quad (53)$$

$$\begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix} \quad (54)$$

Donde $\mu, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\phi$ representan las entradas de control.

Con las ecuaciones 51, 52, 53 y 54 queda definido el modelo del cuadricoptero, y se procede a expresar el modelo del cuadricoptero en espacio de estado, como un conjunto de ecuaciones diferenciales lineales.

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \\ \phi \\ \dot{\phi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \phi \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \quad (55)$$

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ -\frac{u}{m} \sin x_9 \\ x_4 \\ \frac{u}{m} \cos x_9 \sin x_7 \\ x_6 \\ \frac{u}{m} \cos x_9 \cos x_7 - g \\ x_8 \\ \tau_\phi \\ x_{10} \\ \tau_\theta \\ x_{12} \\ \tau_\phi \end{bmatrix} \quad (56)$$

Realizando la aproximación de Euler se tiene:

$$x_{1(n+1)} = x_{1(n)} + T_o x_{2(n)} \quad (57)$$

$$x_{2(n+1)} = x_{2(n)} - T_o \frac{u}{m} \sin x_9 \quad (58)$$

$$x_{3(n+1)} = x_{3(n)} + T_o x_{4(n)} \quad (59)$$

$$x_{4(n+1)} = x_{4(n)} + T_o \frac{u}{m} \cos x_9 \sin x_7 \quad (60)$$

$$x_{5(n+1)} = x_{5(n)} + T_o x_{6(n)} \quad (61)$$

$$x_{6(n+1)} = x_{6(n)} + T_o \frac{u}{m} \cos x_9 \cos x_7 - g T_o \quad (62)$$

$$x_{7(n+1)} = x_{7(n)} + T_o x_{8(n)} \quad (63)$$

$$x_{8(n+1)} = x_{8(n)} + T_o \tau_\phi(n) \quad (64)$$

$$x_{9(n+1)} = x_{9(n)} + T_o x_{10(n)} \quad (65)$$

$$x_{10(n+1)} = x_{10(n)} + T_o \tau_\theta(n) \quad (66)$$

$$x_{11(n+1)} = x_{11(n)} + T_o x_{12(n)} \quad (67)$$

$$x_{12(n+1)} = x_{12(n)} + T_o \tau_\varphi(n) \quad (68)$$

Expresando de forma matricial se tiene:

$$\begin{bmatrix} -\frac{T_o}{m} \sin x_9 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{T_o}{m} \cos x_9 \sin x_7 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{T_o}{m} \cos x_9 \cos x_7 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{2(n+1)} - x_{2(n)} \\ x_{4(n+1)} - x_{4(n)} \\ x_{6(n+1)} - x_{6(n)} + g T_o \\ x_{8(n+1)} - x_{8(n)} \\ x_{10(n+1)} - x_{10(n)} \\ x_{12(n+1)} - x_{12(n)} \\ x_{1(n+1)} - x_{1(n)} - x_{2(n)} T_o \\ x_{3(n+1)} - x_{3(n)} - x_{4(n)} T_o \\ x_{5(n+1)} - x_{5(n)} - x_{6(n)} T_o \\ x_{7(n+1)} - x_{7(n)} - x_{8(n)} T_o \\ x_{9(n+1)} - x_{9(n)} - x_{10(n)} T_o \\ x_{11(n+1)} - x_{11(n)} - x_{12(n)} T_o \end{bmatrix} \quad (69)$$

Este sistema de ecuaciones lineales permite calcular las acciones de control $(u, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\varphi)$ para cada instante de muestreo, se prosigue con describir las condiciones para el sistema tenga solución exacta, la primera condición es que el sistema de 6 ecuaciones con 4 incógnitas posea solución exacta.

$$\begin{bmatrix} -\frac{1}{m} \sin x_9 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{m} \cos x_9 \sin x_7 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{m} \cos x_9 \cos x_7 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\varphi \end{bmatrix} = \frac{1}{T_o} \begin{bmatrix} x_{2(n+1)} - x_{2(n)} \\ x_{4(n+1)} - x_{4(n)} \\ x_{6(n+1)} - x_{6(n)} + gT_o \\ x_{8(n+1)} - x_{8(n)} \\ x_{10(n+1)} - x_{10(n)} \\ x_{12(n+1)} - x_{12(n)} \end{bmatrix} \quad (70)$$

$$\begin{bmatrix} -\frac{1}{m} \sin x_9 \\ \frac{1}{m} \cos x_9 \sin x_7 \\ \frac{1}{m} \cos x_9 \cos x_7 \end{bmatrix} [u] = \frac{1}{T_o} \begin{bmatrix} x_{2(n+1)} - x_{2(n)} \\ x_{4(n+1)} - x_{4(n)} \\ x_{6(n+1)} - x_{6(n)} + gT_o \end{bmatrix} \quad (71)$$

De aquí se puede verificar que el sistema posee solución exacta al calcular:

$$\tan x_{7ez} = \frac{x_{4(n+1)} - x_{4(n)}}{x_{6(n+1)} - x_{6(n)} + gT_o} \quad (72)$$

$$\tan x_{9ez} = \frac{x_{2(n+1)} - x_{2(n)}}{x_{4(n+1)} - x_{4(n)}} \sin x_{7ez} \quad (73)$$

Donde x_{7ez} y x_{9ez} son las variables de referencia para que el sistema posea solución exacta y de esta manera el cuadricoptero siga una trayectoria preestablecida.

Como segunda condición las filas 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12 deben cumplir la condición de igualdad a cero, entonces

$$\begin{bmatrix} x_{2(n)} \\ x_{4(n)} \\ x_{6(n)} \\ x_{8(n)} \\ x_{10(n)} \\ x_{12(n)} \end{bmatrix} = \left[\frac{1}{T_o} \right] \begin{bmatrix} x_{1(n+1)} - x_{1(n)} \\ x_{3(n+1)} - x_{3(n)} \\ x_{5(n+1)} - x_{5(n)} \\ x_{7(n+1)} - x_{7(n)} \\ x_{9(n+1)} - x_{9(n)} \\ x_{11(n+1)} - x_{11(n)} \end{bmatrix} \quad (74)$$

El sistema expresado de la forma:

$$Ax = b \quad (75)$$

Seria:

$$\begin{bmatrix} -\frac{1}{m} \sin x_9 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{m} \cos x_9 \sin x_7 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{m} \cos x_9 \cos x_7 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\varphi \end{bmatrix} = \frac{1}{T_o} \begin{bmatrix} x_{2(n+1)} - x_{2(n)} \\ x_{4(n+1)} - x_{4(n)} \\ x_{6(n+1)} - x_{6(n)} + gT_o \\ x_{8(n+1)} - x_{8(n)} \\ x_{10(n+1)} - x_{10(n)} \\ x_{12(n+1)} - x_{12(n)} \end{bmatrix} \quad (76)$$

Para resolver el sistema se utiliza la matriz pseudo inversa para encontrar las acciones de control

$$x = (A^T A)^{-1} A^T b \quad (77)$$

Dónde:

$$(A^T A)^{-1} = \begin{bmatrix} m^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (78)$$

$$A^T b = \frac{1}{T_o} \begin{bmatrix} -\frac{\sin(x_{9ez})}{m} \Delta x_2 + \frac{\cos(x_{9ez})\sin(x_{7ez})}{m} \Delta x_4 + \frac{\cos(x_{9ez})\cos(x_{7ez})}{m} (\Delta x_6 + gT_o) \\ x_{8ref(n+1)} - x_{8(n)} \\ x_{10ref(n+1)} - x_{10(n)} \\ x_{12ref(n+1)} - x_{12(n)} \end{bmatrix} \quad (79)$$

Por lo tanto las acciones de control son:

$$u = \frac{1}{T_o} * \left(-\frac{\sin(x_{9ez})}{m} \Delta x_2 + \frac{\cos(x_{9ez})\sin(x_{7ez})}{m} \Delta x_4 + \frac{\cos(x_{9ez})\cos(x_{7ez})}{m} (\Delta x_6 + gT_o) \right) \quad (80)$$

$$\tau_{\phi} = \frac{1}{T_o} * (x_{8ref(n+1)} - x_{8(n)}) \quad (81)$$

$$\tau_{\theta} = \frac{1}{T_o} * (x_{10ref(n+1)} - x_{10(n)}) \quad (82)$$

$$\tau_{\varphi} = \frac{1}{T_o} * (x_{12ref(n+1)} - x_{12(n)}) \quad (83)$$

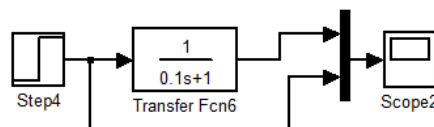
5.1. DISEÑO CONTROLADOR PID

Se realiza una prueba en los motores para obtener su función de transferencia en velocidad, dicha función se muestra a continuación:

$$G_m = \frac{1}{0.1s+1} \quad (84)$$

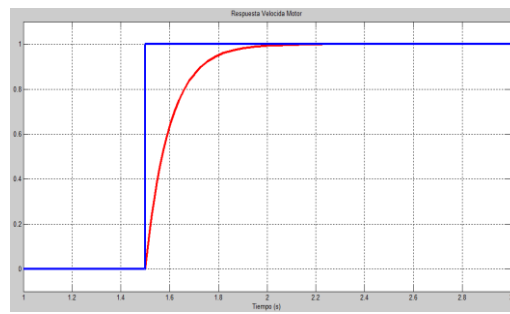
La respuesta de la velocidad del motor con una entrada escalón se muestra en la figura 5.3

Figura 5.2 Función G_m con entrada un escalón vista en diagrama de bloques



Fuente Autor

Figura 5.3 Respuesta función G_m



Fuente Autor.

Se procede a expresar la fuerza de empuje generado por el conjunto motor-hélice de la forma

$$\begin{aligned} f_{E1} &= k_1 * w_1 \\ f_{E2} &= k_2 * w_2 \\ f_{E3} &= k_3 * w_3 \\ f_{E4} &= k_4 * w_4 \end{aligned} \quad (85)$$

Dónde:

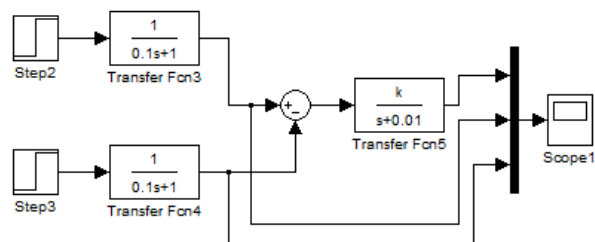
$$\begin{aligned} k_i &\rightarrow \text{constante del motor} \\ w_i &\rightarrow \text{velocidad del motor} \end{aligned}$$

En la figura 5.4 se observa el diagrama de bloques implementado para determinar la respuesta de la posición angular para el ángulo Roll mediante una entrada escalón en cada uno de los motores que actúan sobre este ángulo, donde:

$$\frac{\phi(s)}{\Delta f_{1,3}} = \frac{\gamma_0}{s+0.01} \quad (86)$$

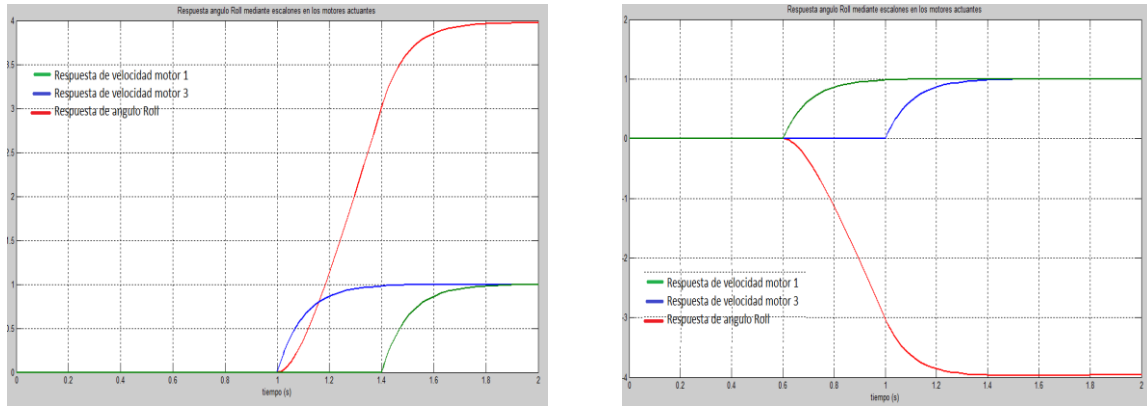
Es la función de transferencia del sistema, la cual representa la variación producida en el ángulo Roll (ϕ), con respecto a la diferencia de fuerzas generadas por los motores 1 y 3.

Figura 5.4 diagrama de bloques sin controlador del sistema ángulo Roll



Fuente Autor

Figura 5.5 Respuesta ángulo Roll



Fuente Autor

Las figura 5.4 muestra la variación del ángulo Roll cuando se aplica funciones escalón en las variables de control, las cuales son la velocidad en cada uno de los motores que actúan sobre el eje de rotación, se observa un aumento en el valor del ángulo roll debido a que:

$$\sum_{i=1}^n \tau_i \neq 0 \quad (87)$$

La sumatoria de torques producida por las fuerzas de empuje de cada motor es diferente a cero y esto conlleva una rotación en eje de la dirección del torque. Además se observa que el ángulo roll no cambia cuando la velocidad de los motores se igualan.

Para sintonizar el controlador PID se realizó el siguiente análisis:

$G_c(s) \rightarrow$ Funcion de transferencia del controlador

$G_p(s) \rightarrow$ funcion de transferencia de la planta

$H(s) \rightarrow$ funcion de transferencia del sensor inercial

Se obtiene.

$$G_c(s) = \frac{kd*s^2+kp*s+ki}{s} \quad (88)$$

$$G_p(s) = \frac{1}{0.1s+1} * \frac{\gamma_0}{s+0.01} \quad (89)$$

$$G_p(s) = \frac{\gamma_0}{0.1s^2+1.001s+0.01} \quad (90)$$

$$H(s) = 1 \quad (91)$$

$$G(s) = G_c(s) * G_p(s) \quad (92)$$

$$G(s) = \frac{\gamma_0*(kd*s^2+kp*s+ki)}{s*(0.1s^2+1.001s+0.01)} \quad (93)$$

Aproximando se tiene

$$G(s) = \frac{\gamma_0 * (kd * s^2 + kp * s + ki)}{s * (0.1s^2 + s + 0.01)} \quad (94)$$

Reduciendo el diagrama de bloques se obtiene la función de transferencia del sistema en lazo cerrado

$$H(s) = \frac{G(s) * H(s)}{1 + G(s) * H(s)} \quad (95)$$

Luego:

$$H(s) = \frac{8 * (kd * s^2 + kp * s + ki)}{0.1s^3 + (1 - \gamma_0 kd)s^2 + (0.01 + \gamma_0 kp)s + (\gamma_0 ki)} \quad (96)$$

Teniendo la función $H(s)$ se procede a obtener la función de transferencia deseada en lazo cerrado.

Parámetros necesarios para la el cálculo:

$$\rho = 0.7 \quad (97)$$

$$tp = 0.5 \text{ seg} \quad (98)$$

Y

$$w_d = w_n * \sqrt{1 - \rho^2} \quad (99)$$

Luego

$$w_n = 8.79 \quad (100)$$

La función de transferencia deseada será:

$$G_d(s) = \frac{w_n^2}{s^2 + 2\rho w_n * s + w_n^2} \quad (101)$$

Reemplazando las ecuaciones 97, 98 y 99 en la ecuación 101 se obtiene.

$$G_d(s) = \frac{77.26}{s^2 + 12.306 * s + 77.26} \quad (102)$$

Se agrega un nuevo polo en -10 ya que la función de transferencia de la planta cuenta con un polo en -10 y otro en 0.01 por lo cual la función de transferencia deseada será:

$$G_d(s) = \frac{77.26}{s^2 + 12.306 * s + 77.26} * \frac{1}{0.1s + 1} \quad (103)$$

$$G_d(s) = \frac{77.26}{(0.1s^3 + 1.2306s^2 + 7.726s) + (s^2 + 12.306s + 77.26)} \quad (104)$$

$$G_d(s) = \frac{77.26}{0.1s^3 + 2.23s^2 + 20.032s + 77.26} \quad (105)$$

Calculando los parámetros Kp, Ki, Kd, igualando los denominadores de las ecuaciones 96 y 105 se tiene.

$$0.1s^3 + (1 - \gamma_0 kd)s^2 + (0.01 + \gamma_0 kp)s + (\gamma_0 ki) = 0.1s^3 + 2.23s^2 + 20.032s + 77.26 \quad (106)$$

Despejando

$$1 - \gamma_0 kd = 2.2306 \quad (107)$$

$$0.01 + \gamma_0 kp = 20.03 \quad (108)$$

$$\gamma_0 ki = 77.26 \quad (109)$$

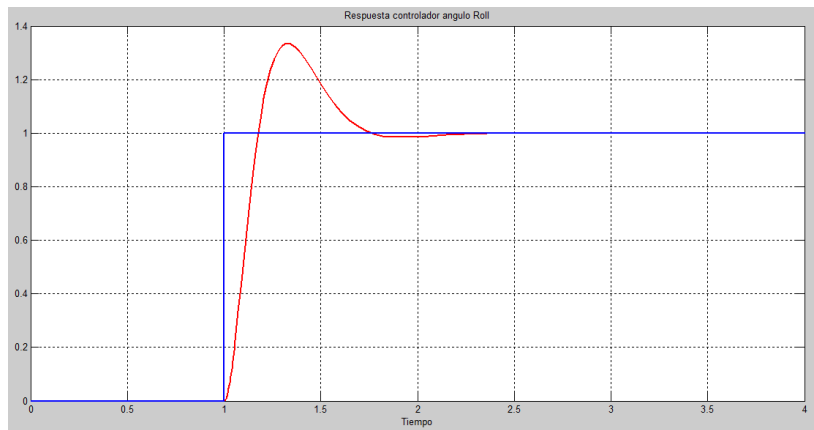
Finalmente se obtienen las constantes de sintonía para el controlador PID

$$kd = \frac{1.2306}{\gamma_0} \quad (110)$$

$$kp = \frac{20.02}{\gamma_0} \quad (111)$$

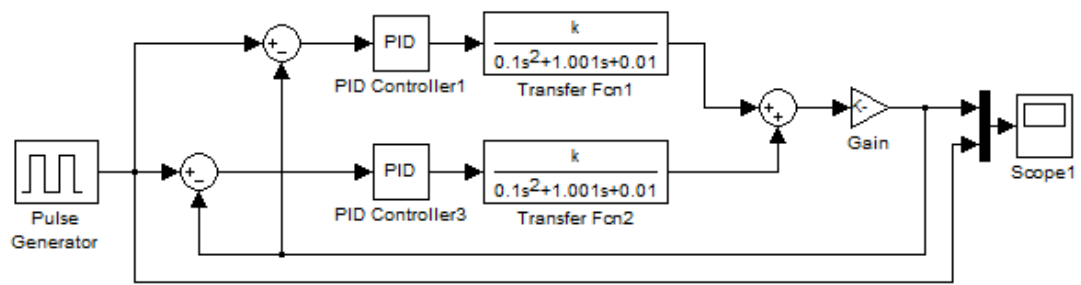
$$ki = \frac{77.26}{\gamma_0} \quad (112)$$

Figura 5.6 Respuesta controlador para ángulo Roll



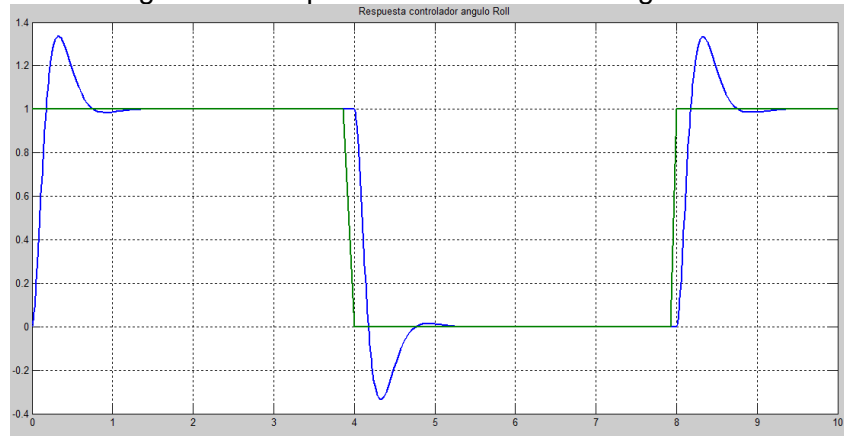
Fuente Autor

Figura 5.7 diagrama de bloques con controlador del sistema ángulo Roll



Fuente Autor

Figura 5.8 Respuesta controlador del ángulo Roll



Fuente Autor

6 RESULTADOS

Este capítulo describe y muestra los datos obtenidos en diferentes variables medibles en estado activo del aeromodelo como es la respuesta de los controladores de posición de los ángulos de vuelo (Roll, Pitch, Yaw), el empuje generado por cada conjunto motor-hélice

6.1 Ecuaciones Conjunto Motor-Hélice

Se realiza una prueba práctica variando la velocidad de cada motor para encontrar el empuje generado por el mismo, así se obtienen las curvas mostradas en la figura 5.1 que describen el comportamiento de cada conjunto motor-hélice, donde la entrada es el valor en porcentaje del ciclo útil de la señal PWM con una frecuencia de 50 Hz siendo:

1ms de ciclo útil → 0%

2ms de ciclo útil → 100%

Y como salida el valor de empuje en gramos generado por cada conjunto motor-hélice.

Tabla 1 Empuje generado por motor 1

Porcentaje de ciclo útil (%)	Empuje Generado (gr)
7.44	8
9.80	23
12.54	40
16.97	73
18.42	92
21.17	112
24.31	132
27.44	162
30.19	183
33.32	210
36.85	238
41.56	278
44.69	312
49.01	365
52.54	410
57.24	470
61.16	500

Tabla 2 Empuje generado por motor 2

Porcentaje de ciclo útil (%)	Empuje Generado (gr)
7.44	6
8.62	17
9.80	25
11.37	38
12.15	53
14.89	68
18.42	101
19.60	110
21.56	127
23.91	148
27.44	181
30.58	210
33.72	234
36.85	270
40.38	310
43.52	345
47.05	390
50.18	430
52.54	470
54.89	500
57.63	535
59.99	560
62.73	590
64.30	590
62.73	603

Tabla 3 Empuje generado por motor 3

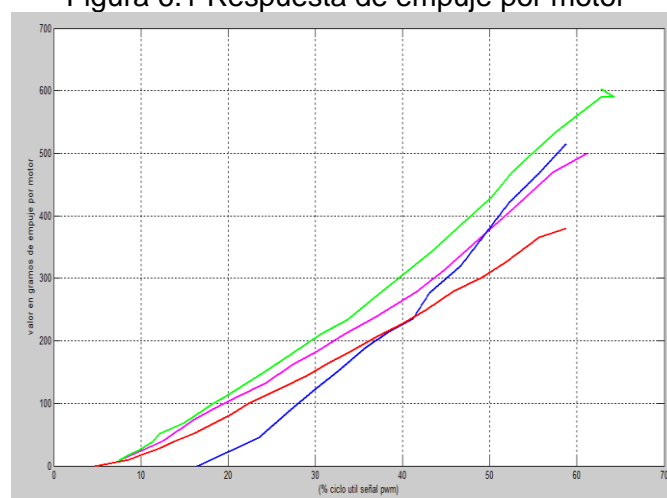
Porcentaje de ciclo útil (%)	Empuje Generado (gr)
16.46	12
23.52	45
27.05	88
29.79	120
32.54	150
35.68	188
38.42	215
41.17	235
43.13	277
46.65	320
49.40	370
52.14	420
55.67	469
58.81	515

Tabla 4 Empuje generado por motor 4

Porcentaje de ciclo útil (%)	Empuje Generado (gr)
4.70	0
8.62	10
9.80	16
12.15	28
13.72	38
16.07	51
18.42	68
20.38	83
22.34	100
24.31	113
26.27	126
29.01	144
31.36	164
33.72	180
37.24	208
39.99	227
42.73	250
45.87	280
49.01	300
51.75	325
55.67	365
58.81	380

La figura 6.1 muestra las curvas de empuje de cada conjunto motor-hélice con los datos obtenidos prácticamente y descritos en las tablas 1, 2, 3, 4

Figura 6.1 Respuesta de empuje por motor



Fuente Autor.

Se observa que la respuesta es diferente por cada conjunto motor-hélice lo que hace necesario linealizar las ecuaciones para obtener un mejor el control de la aeronave.

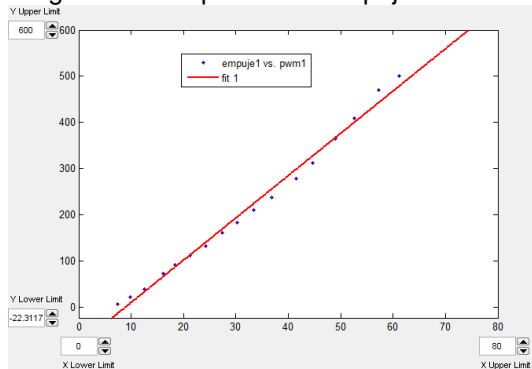
6.2 Modelo comportamiento de cada conjunto motor - hélice.

Se realizó una regresión lineal para cada conjunto motor-hélice y obtener las ecuaciones que describe el empuje generado en términos del porcentaje de ciclo útil en la señal PWM, como se muestra en las figuras 6.2, 6.3, 6.4, 6.5, aclarando que la señal PWM varia su ciclo útil entre 1ms y 2ms.

$$E1 (pwm1) = 9.146 * (pwm1) - 80.37$$

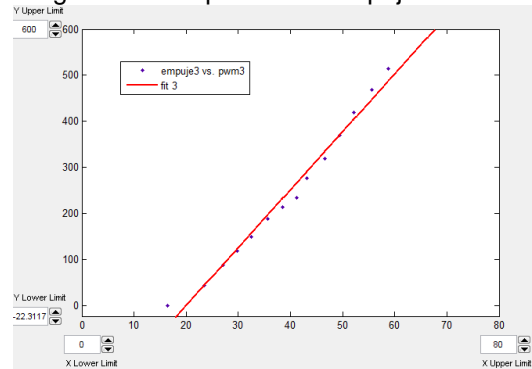
$$E3 (pwm3) = 12.55 * pwm3 - 249.9$$

Figura 6.2 Respuesta de empuje motor 1



Fuente Autor.

Figura 6.4 Respuesta de empuje motor 3

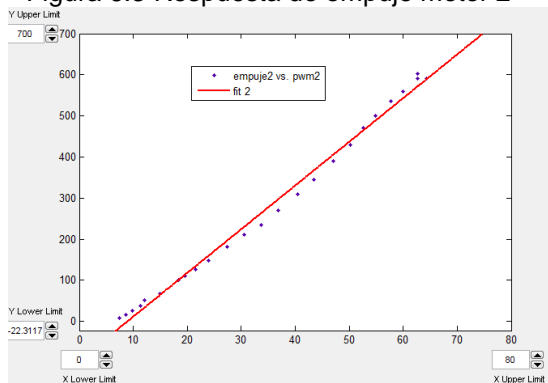


Fuente Autor.

$$E2 (pwm1) = 10.63 * pwm2 - 94.6$$

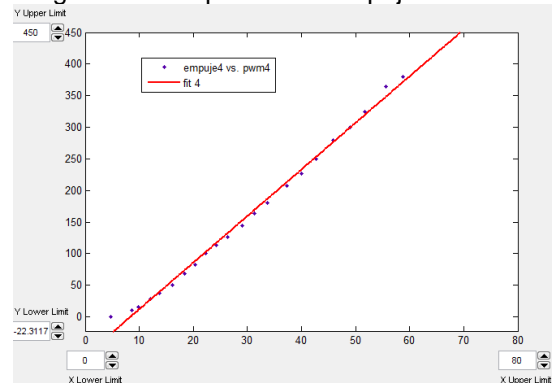
$$E4 (pwm4) = 7.371 * pwm4 - 61.39$$

Figura 6.3 Respuesta de empuje motor 2



Fuente Autor.

Figura 6.5 Respuesta de empuje motor 4



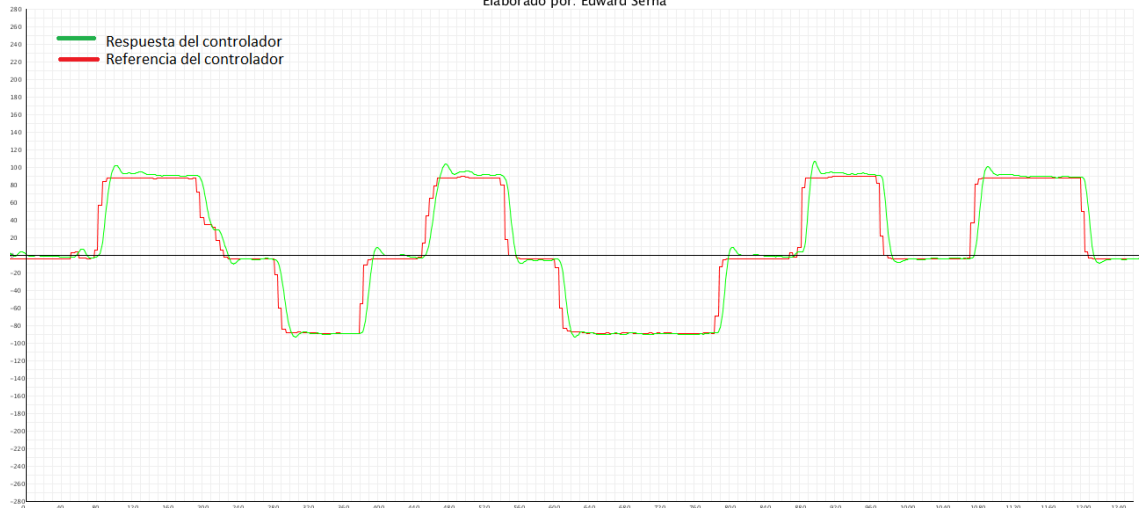
Fuente Autor.

Teniendo linealizados los comportamientos de los motores se procede a probar la respuesta de cada uno de los controladores diseñados e implementados en arduino.

La figura 6.6 muestra la respuesta del controlador para el ángulo roll al igual que la referencia a seguir, esta grafica se obtuvo de la aplicación Graph haciendo cambios en la referencia entre 80° y -80° para este ángulo

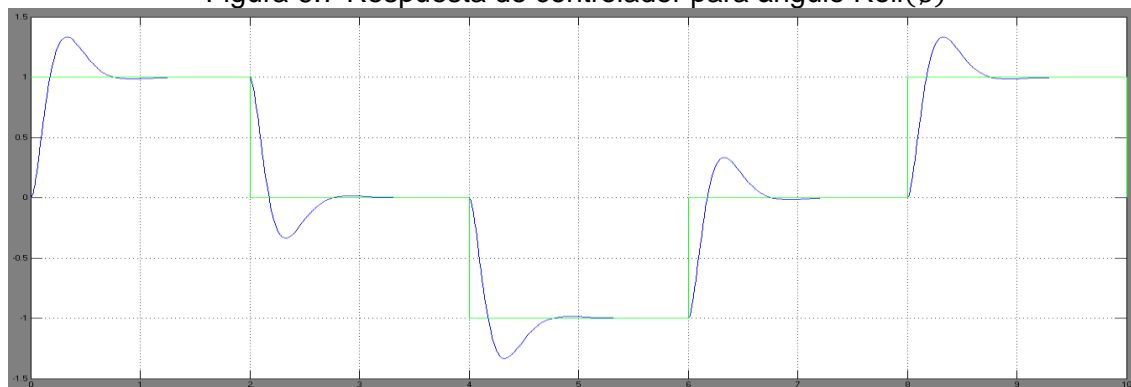
Figura 6.6 Respuesta de controlador para ángulo Roll(ϕ)

Elaborado por: Edward Serna



Fuente Autor

Figura 6.7 Respuesta de controlador para ángulo Roll(ϕ)

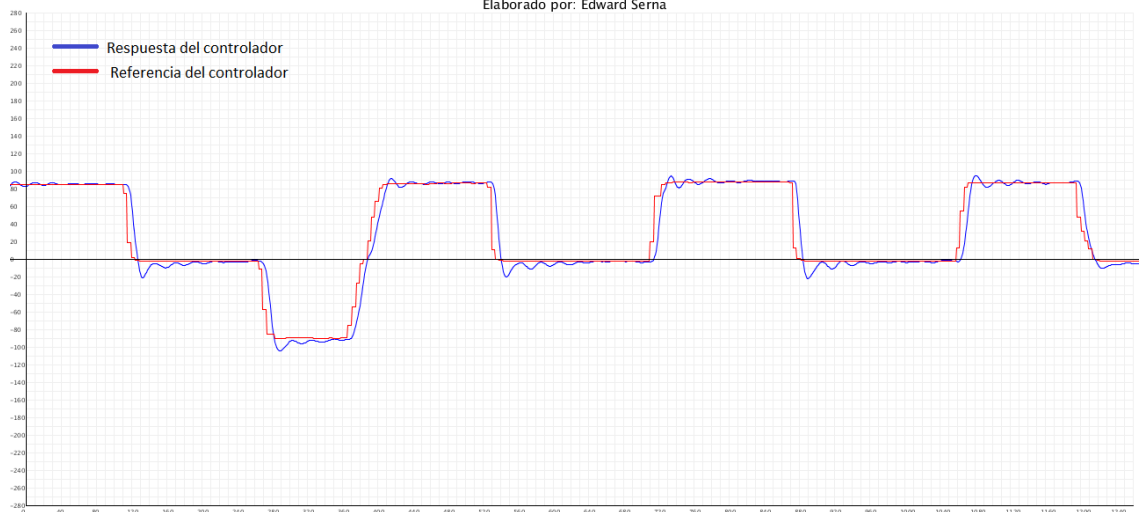


Fuente Autor

La figura 6.8 muestra la respuesta del controlador para el ángulo pitch al igual que la referencia a seguir, esta grafica se obtuvo haciendo cambios en la referencia entre 80° y -80° para este ángulo

Figura 6.8 Respuesta de controlador para ángulo Pitch(θ)

Elaborado por: Edward Serna



Fuente Autor

En la figura 6.9 se muestra el aeromodelo terminado donde se observa algunos componentes uno de ellos la cámara instalada para un mejor control del vuelo ya que envía el video tomado remotamente a una pantalla LCD de 4" en tiempo real, GPS, placa electrónica principal

Figura 6.9 Cuadricoptero MG-56



Fuente Autor

7 CONCLUSIONES

- La construcción de aeronaves no tripuladas multirrotor de radio control conlleva mucho trabajo, tiempo de planeación y pruebas, necesita de dedicación y esfuerzo. Existen una gran variedad de plataformas, sistemas, componentes y entornos de programación de libre distribución que facilitan algunas tareas de producción y diseño y en costos accesibles. El cuadricoptero construido para este proyecto con un costo de producción bajo es una muestra funcional del alcance que este tipo de herramientas puede llegar a tener; al ser un dispositivo de arquitectura abierta, permite el uso, modificación y mejora total o parcial del diseño, es decir se trata de un dispositivo configurable a necesidad.
- Durante el acercamiento con los vehículos aéreos no tripulados, se hizo conciencia de las innumerables prestaciones que estos pueden ofrecer; este proyecto sienta bases y herramientas para continuar con la creación de aplicaciones que los estudiantes de la carrera de Ingeniería Electrónica pueden explorar, la integración de diferentes tecnologías hacen que el desarrollo de estos vehículos sea una rama sinérgica a las diferentes ingenierías.
- Se concluye, para un buen desempeño en cuanto a estabilidad de la aeronave, se hace necesario filtrar las señales entregadas por los sensores de medición inercial, ya que debido al continuo movimiento de las hélices se producen vibraciones en el mismo, llegando a la saturación de los controladores y así a la inestabilidad.
- Para obtener una mejor respuesta en los controladores de los ángulos Roll, Pitch y Yaw, se hizo necesario modificar la ecuación del controlador PID en cuanto al cálculo de la parte derivativa ya que debido al continuo cambio drástico de la referencia de estos se produce el efecto llamado patada derivativa lo cual produce inestabilidad en el vehículo.
- Se observa que al tener más resolución en cuanto a la variación de velocidad de los motores, esto produce mayor suavidad en el vuelo, debido a un mejor manejo del empuje generado por cada conjunto motor-hélice. Así teniendo menor error en estado estacionario.
- En cuanto a la comunicación inalámbrica entre el mando o control y el vehículo se hace necesario crear una trama de datos segura, la cual contiene un byte de inicio y un byte checksum, lo cual produce un porcentaje mínimo de error en la recepción de datos erróneos.

8 COSTOS

Tabla 5 Costos

DESCRIPCION	VALOR	FUENTE DE FINANCIACION
4 motores Brushless GAUI Scorpion 960kv	\$ 280.000	Propia
1 Batería lipo 3 celdas 3300mAh	\$ 130.000	Propia
4 Variadores de velocidad GAUI 18A	\$ 240.000	Propia
1 Estructura o base del prototipo	\$ 200.000	Propia
1 Sistema de comunicación inalámbrica	\$ 230.000	Propia
1 Gps Quectel L80	\$ 86.000	Propia
4 Tarjeta Arduino nano	\$ 145.000	Propia
Implementos electrónicos (conectores, cables)	\$ 50.000	Propia
1 Mpu6050	\$ 90.000	Propia
1 Magnetómetro	\$ 120.000	Propia
1 Barómetro	\$ 35.000	Propia
1 Equipo Transmisión Video	\$ 370.000	Grupo DSP
Honorarios Tesista	\$ 2.500.000	Propia
Desarrollo de software	\$1.200.000	Propia
TOTAL	\$ 5'676.000	

Fuente Autor

9 BIBLIOGRAFIA

- [1] Holger Voos, Nonlinear Control of a Quadrotor Micro-UAV using Feedback-Linearization. Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Mechatronics. M'alaga, Spain, April 2009.
- [2] C BALAS and Dr J.F. Whidborne, Modelling and Linear Control of a Quadrotor. CRANFIELD UNIVERSITY, September 2007.
- [3] Bouabdallah, S., Murrieri, P. and Siegwart, R., Towards autonomous indoor micro VTO, Autonomous Robots, France, 2005.
- [4] Paul Pounds, Robert Mahony, Peter Corke, Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot. Australian National University, 2006.
- [5] McKerrow, P., Modelling the Draganflyer four rotor helicopter. IEEE International Conference on Robotics and Automation, April 2004.
- [6] Robert W Klein, Flight control system employing complementary filter. Grumman Aerospace Corp, May 1987
- [7] James K. Hall, Nathan B. Knoebel, Timothy W. McLain, Quaternion Attitude Estimation for Miniature Air Vehicles Using a Multiplicative Extended Kalman Filter. Brigham Young University, Provo, UT 84602.
- [8] Nikolas Trawny and Stergios I. Roumeliotis, Indirect Kalman Filter for 3D Attitude Estimation. A tutorial for quaternion algebra. University of Minnesota, March 2005.
- [9] Manuel Kramer, Douglas J. Daprich, Gyro stabilized inertial reference system with gimbal lock prevention means. The Charles Stark Draper Laboratory, Inc. October 1977.
- [10] Hoffmann, G.M., Rajnarayan, D.G., Waslander, S.L., Dostal, D., Jang, J.S. and Tomlin, C.J., The Stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control. Digital Avionics Systems Conference, 2004.
- [11] Bouabdallah, S., Noth, A. and Siegwart, R., PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor. Swiss Federal Institute of Technology, 2004
- [13] Igor Gaponov, Anastasia Razinkova, Quadcopter Design and Implementation as a Multidisciplinary Engineering Course. IEEE International Conference on Teaching,
- [14] <http://www.elsiglodetorreon.com.mx/noticia/439053.miniaviones-tienenaplicaciones-pacificas.html>
- [15] AEROMODELISMO VIRTUAL. www.aeromodelismovirtual.com.
- [16] PEDRO CASTILLO, ROGELIO LOZANO, ALEJANDRO ENRIQUE DZUL. 2005. Modelling and control of Mini-Flying Machines. 2005.

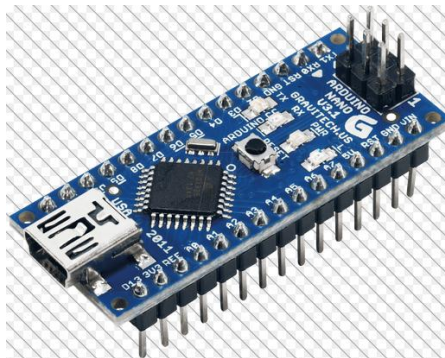
ANEXO 1

Los materiales que se utilizaron para la elaboración del aeromodelo se muestran a continuación además de algunas de sus características.

➤ ARDUINO NANO.

Esta placa Arduino se muestra en la Figura 4.1, la cual fue la utilizada para el desarrollo de sistema de control del cuadricoptero, se compone de un microcontrolador Atmega 328p, este tiene una capacidad de 32 KB de memoria FLASH de las cuales se puede utilizar 30 KB ya que el bootloader ocupa 2 KB, además cuenta con 6 pines PWM necesarios para el control de velocidad de los motores, puerto serial, comunicación I2C y SPI.

Figura 4.1 Arduino nano



Fuente <http://industriasolin.com/product/arduino-nano/>.

➤ Unidad de Medición Inercial (MPU 6050)

El chip MPU6050 [Figura 4.2], fue el utilizado para obtener los ángulos de rotación en los tres ejes. Este sensor puede entregar 6 grados de libertad (DOF) e incorpora un regulador de tensión a 3.3V y resistencias pull-up para su uso directo por I2C. Es un conjunto de acelerómetro de tres ejes (x, y, z) con una alta precisión. Posee ADC internos de 16Bit. Rango de medición de $\pm 2\text{ g}$, $\pm 4\text{ g}$, $\pm 8\text{ g}$, $\pm 16\text{ g}$ y un giroscopio de tres ejes con rango de medición ± 250 , ± 500 , ± 1.000 , ± 2.000 °/seg. Basándose en su protocolo de comunicación **I2C**

Figura 4.2 IMU MPU 6050



Fuente www.sparkfun.com/products/11028.

➤ Transceiver XBEE pro 900

El módulo RF Xbee-PRO 900 [Figura 4.3], es una solución inalámbrica que trabaja en la frecuencia de 900MHz, diseñado para tener el máximo de alcance dentro del mismo empaquetado del Xbee. Éste módulo es capaz de establecer comunicación punto a punto, y punto-multipunto. Es ideal para soluciones RF donde la penetración y distancia de transmisión de la radio frecuencia son requerimientos críticos de la aplicación.

No se necesita configuración especial para trabajar con estos módulos. La configuración por defecto soporta una amplia variedad de aplicaciones de transporte de datos.

Este módulo se configuro como un puente inalámbrico serial TTL a una velocidad de transmisión de 115200 bps. Con el cual se envían los datos del mando a la tarjeta de control del cuadricoptero. Además tiene un alcance máximo de 3 Km.

Figura 4.3 Transceiver XBEE pro 900



Fuente www.sparkfun.com/products/retired/9087.

➤ Batería LIPO 11.1 V – 2200 mah

Son una variación de las baterías de iones de litio (Li-ion). Permiten una mayor densidad de energía, así como una tasa de descarga bastante superior. Estas baterías tienen un tamaño más reducido respecto a las de otros componentes. Cada celda tiene un voltaje nominal de 3,7 V, voltaje máximo 4,2 y mínimo 3,0. Este último debe respetarse rigurosamente ya que la pila se daña irreparablemente a voltajes menores a 3 voltios. Se suele establecer la siguiente nomenclatura XSYP que significa X celdas en serie, e Y en paralelo. Por ejemplo 3s2p son 2 baterías en paralelo, donde cada una tiene 3 celdas o células. Se ha utilizado una batería 3s1p [Figura 4.4].

Ventajas

- Mayor densidad de carga, por tanto tamaño reducido.

- Buena tasa de descarga, bastante superior a las de iones de litio.

Desventajas

- Quedan casi inutilizadas si se descargan por debajo del mínimo de 3 voltios.

Tipos

Las baterías Lipo se venden generalmente de 1S a 4S lo que significa:

- Li-PO 1S: una celda, 3,7 V.
- Li-PO 2S: dos celdas, 7,4 V.
- Li-PO 3S: tres celdas, 11,1 V.
- Li-PO 4S: cuatro celdas, 14,8 V.

Figura 4.4 Batería lipo 2200mah



Fuente

http://www.hobbyking.com/hobbyking/storeTurnigy_nano_tech_2200mah_3S_50C

➤ Motor brushless

El motor *brushless* es un motor eléctrico que no emplea escobillas para realizar el cambio de polaridad en el rotor.

Los motores eléctricos solían tener un colector de delgas o un par de anillos rozantes. Estos sistemas, que producen rozamiento, disminuyen el rendimiento, desprenden calor y ruido, requieren mucho mantenimiento y pueden producir partículas de carbón que manchan el motor de un polvo que además puede ser conductor.

Los primeros motores sin escobillas fueron los motores de corriente alterna asíncronos. Hoy en día gracias a la electrónica este tipo de motores se muestra muy ventajoso ya que son más baratos de fabricar, pesan menos y requieren menos mantenimiento.

Para este proyecto se han seleccionado los motores GAUI de 960 KV como se muestra en la Figura 4.5.

Figura 4.5 Motor Brushless Gaui 960 kv



Fuente <http://www.singahobby.com/?q=node/30248>.

➤ Hélices

Las hélices para cuadricoptero son diseñadas para **baja velocidad**. No de velocidad de rotación, sino de propulsión. Un concepto básico, súper simplificado: La hélice, es como un tornillo, contra el aire: Va atornillando el aire, y así avanza, cada vuelta de hélice, atornilla un trecho o distancia más. Dependiendo de la torsión o ángulo que tiene cada aspa desde el centro de la hélice hasta su punta.

Las hélices tienen tres parámetros básicos. El primero es un número que indica el largo de punta a punta de la hélice. El segundo es el ángulo de torsión que tiene la misma (para atornillar más o menos el aire) y el tercer parámetro, una letra, que o bien está presente o no está, para indicar si es una hélice para hacer fuerza normal (hacia atrás) o al revés.

Para este proyecto se seleccionó hélices 8x4.5R y 8x4.5L como se muestra en la Figura 4.6.

Figura 4.6 Hélices R y L 8x4.5



Fuente http://www.modeltronic.es/helices-helices-multirotor-c-94_457_456.html.

➤ Barómetro

Un barómetro es un instrumento que mide la presión atmosférica. La presión atmosférica es el peso por unidad de superficie ejercida por la atmósfera. Uno de los barómetros más conocidos es el de mercurio. Existen barómetros electrónicos útiles en el campo de la robótica. Uno de ellos es el BMP180 este tipo de barómetro se muestra en la figura 4.7, el cual fue utilizado para este proyecto.

Figura 4.7 Barómetro BMP180



Fuente <http://cktplus.com/MLX96015-Infrared-Non-Contact-Digital-Thermometer>.

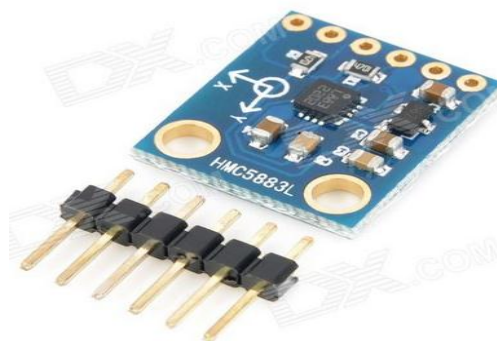
➤ Magnetómetro

Este chip funciona como una brújula digital de tres ejes que incorpora el HMC5883L de Honeywell. La comunicación con el HMC5883L como se muestra en la figura 4.8 es simple y se puede realizar a través de una interfaz I2C. Esta brújula no incorpora un regulador de voltaje.

Características:

- Simple interfaz I2C
- Voltaje de alimentación entre 2.16-3.6VDC
- Bajo consumo
- Resolución de 5 mili-gauss

Figura 4.8 Magnetómetro HMC5883L



Fuente http://www.dx.com/p/hmc5883l-digital-compass-module-blue-149469#.VWitVdJ_Oko.

➤ GPS

El receptor GPS utilizado se muestra en la figura 4.9 cuya referencia es QUECTEL L80, es un Módulo GPS con antena integrada. Las dimensiones de este módulo, el bajo consumo eléctrico, y la antena instalada sobre el circuito, lo hacen perfecto para aplicaciones portables. El L80 brinda alto desempeño gracias a las tecnologías EASY (Embedded Assist System) y AlwaysLocate. EASY asegura que el L80 calcule las orbitas automáticamente usando los datos de efemérides (hasta 3 días) almacenados en la memoria FLASH interna, con esto es capaz de "ubicarse" rápidamente incluso cuando tiene niveles de señal bajos (al interior de un edificio o en entorno urbano denso). AlwaysLocate permite al L80 ajustar los tiempos de ON/OFF automáticamente para obtener balance entre precisión de su ubicación y consumo eléctrico

. Características:

- Voltaje de operación: 2.8~4.3V.
- Corriente de operación: 7 μ A, hasta 26mA (depende del modo de operación).
- Canales: 22 de rastreo y 66 de adquisición.
- Sensibilidad: -148dBm adquisición, -165dBm rastreo, -160dBm re-adquisición.
- Temperatura de operación: -40°C, hasta 85°C.

Figura 4.9 GPS Quectel L80



Fuente <http://www.element14.com/community/docs/DOC-68898/l/microstack-gps-accessory-module-board>.

➤ Joystick

El “Joystick” o palanca de mando utilizado se muestra en la figura 4.10, esta palanca es un dispositivo de entrada que indica la posición o el ángulo mediante un valor de voltaje. Los mismos pueden ser digitales (solo indican estados de encendido y apagado) o análogos (indican posición mediante potenciómetros).

Figura 4.10 Joystick



Fuente <https://www.parallax.com/product/27800>.

➤ LCD

La pantalla de cristal líquido o LCD (Liquid Crystal Display) es un dispositivo microcontrolado de visualización gráfico para la presentación de caracteres, símbolos o incluso dibujos (en algunos modelos), en este caso dispone de 2 filas de 16 caracteres cada una, Este dispositivo como se muestra en la figura 4.11 está gobernado internamente por un microcontrolador Hitachi 44780 y regula todos los parámetros de presentación. Características principales

Figura 4.11 Pantalla LCD 2x16



Fuente <http://uk.farnell.com/mikroelektronika/mikroe-55/display-board-lcd-2x16/dp/2281679>.

➤ Variadores de velocidad o ESC

El variador es un circuito electrónico que tiene como función principal ajustar las revoluciones del motor, el cual convierte una señal PWM entre 1 y 2 ms de ciclo útil en tres señales sinusoidales para alimentar en corriente y tensión al motor brushless, a lo cual se le denomina inversor DC-AC. Cada variador cuenta con dos cables por los cuales se alimenta (DC) y que irán conectados a la batería. Por otro lado tendrá los tres cables que irán al motor. Además, dispone de 3 cables, que van conectados al microcontrolador, mediante estos tres cables el microcontrolador le indica al ESC a qué velocidad quiere que el motor gire.

Se utilizó un ESC GAUI de 18 A como se muestra en la figura 4.12.

Figura 4.12 Variador de velocidad Gaiui 18A



Fuente <http://www.buzzflyer.co.uk/GAUI-500X-Spares/Gaiui-500X-18A-ESC/p-172-2036/>.